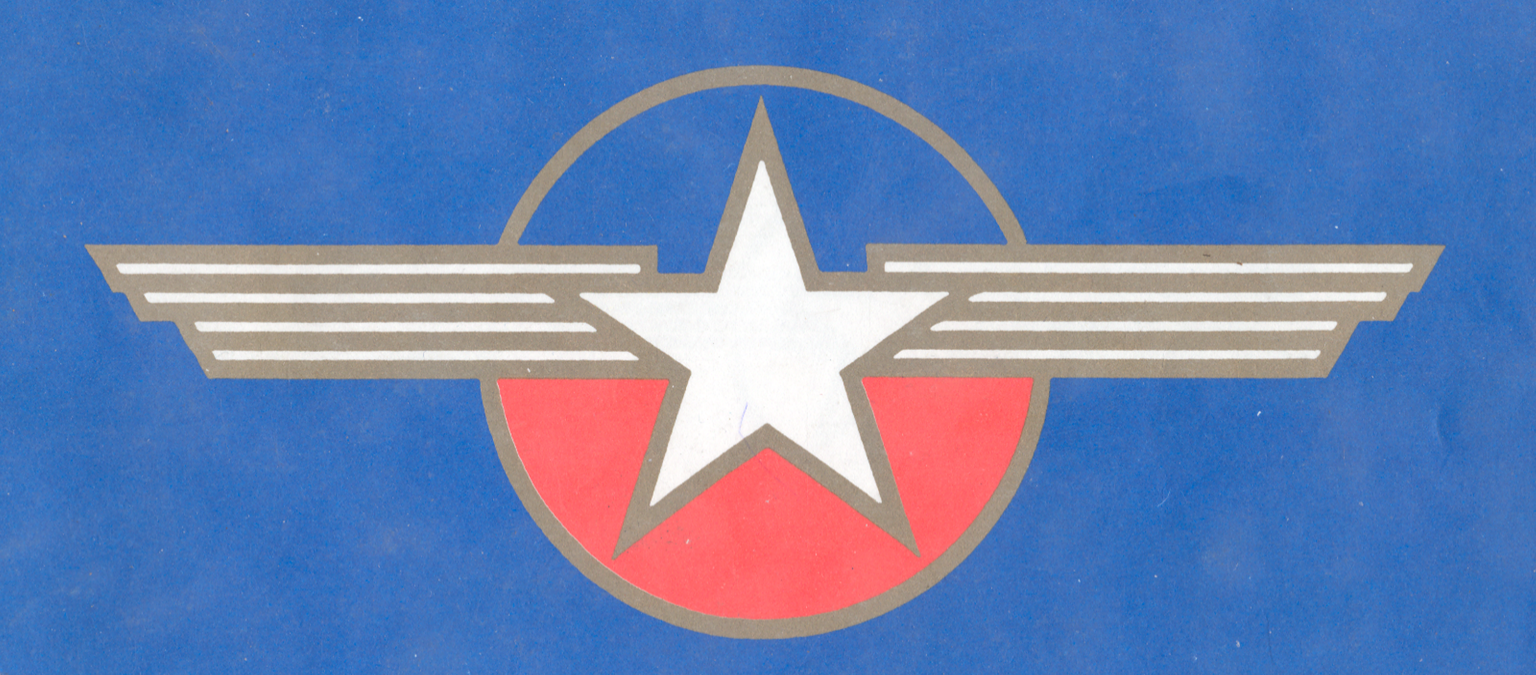
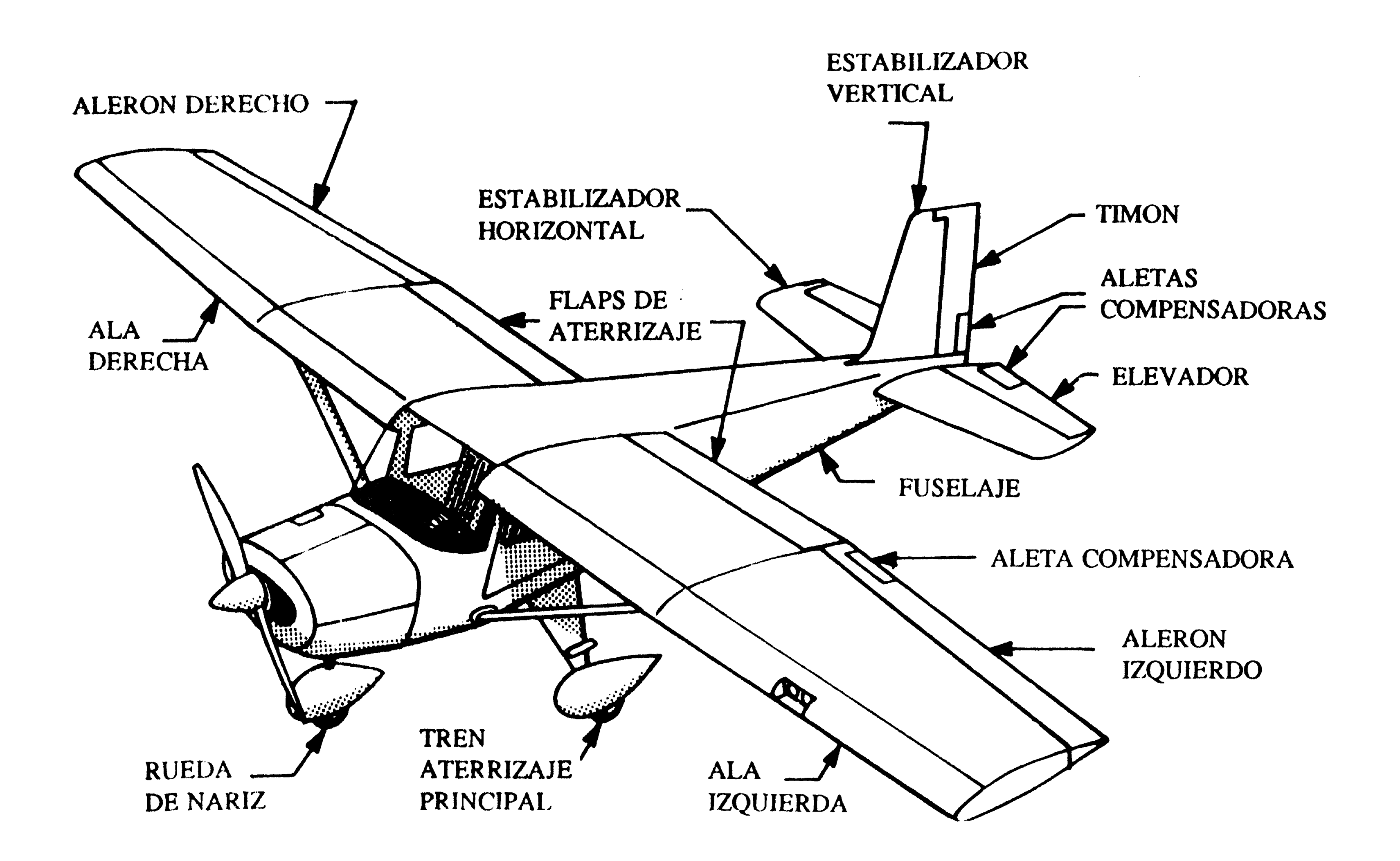
MANUAL PARA PILOTOS



FEDERACION AEREA DE CHILE


ALERON DERECHO
ESTABILIZADOR
VERTICAL
ESTABILIZADOR
HORIZONTAL
TIMON
ALETAS
COMPENSADORAS
FLAPS DE
ATERRIZAJE
ALA
DERECHA
ELEVADOR
FUSELAJE
ALETA COMPENSADORA
ALERON
IZQUIERDO
RUEDA
DE NARIZ
TREN
ATERRIZAJE
PRINCIPAL
ALA
IZQUIERDA

CAPITULO I - PRINCIPIOS DEL VUELO

Hay ciertas leyes de la naturaleza o de la física que son aplicables a cualquier objeto que sea levantado de la tierra y desplazado a través del aire. Para analizar y predecir la performance de un avión bajo diversas condiciones de operación, es importante que los pilotos adquieran el máximo posible de conocimientos respecto a las leyes y principios aplicables al vuelo.

Los principios del vuelo tratados en este capítulo son primordialmente para pilotos principiantes, y no pretenden explicar en detalle las complejidades de la aerodinámica. Sin embargo, esta información debería estimular a aquellos individuos interesados en profundizar sus estudios.

Fuerzas que Actuan sobre el Avión en Vuelo

Durante el vuelo, hay ciertas fuerzas favorables y otras que no lo son , que actúan sobre el avión. La tarea primordial de un piloto es de regular estas fuerzas, de manera que pueda controlar la velocidad y dirigir la trayectoria del avión en forma segura y eficiente. Para lograr esto, el piloto debe comprender estas fuerzas y sus efectos.

Entre las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre un avión durante el vuelo, cuatro de ellas son consideradas como básicas, puesto que ellas actúan sobre el avión durante todas las maniobras. Estas fuerzas básicas son: *sustentación*, la fuerza que actúa hacia arriba; *peso* (o gravedad), la fuerza que actúa hacia abajo; *tracción*, la fuerza que actúa hacia adelante; y *resistencia*, la fuerza que actúa hacia atrás o retardadora (Fig. 1-1).

Durante el vuelo nivelado, la actitud, dirección y velocidad del avión permanecerán constantes hasta que cambie de magnitud una o más de las fuerzas básicas. En un vuelo sin aceleración (vuelo nivelado), las fuerzas opuestas están en equilibrio. La sustentación como la tracción son consideradas como fuerzas positivas (+), mientras que el peso y la resistencia son consideradas como fuerzas negativas (-), y la suma de las fuerzas opuestas es cero. En otras palabras, la sustentación iguala al peso y la tracción iguala a la resistencia. El avión esta en equilibrio.

Cuando se aplica presión a los controles del avión, cambia la magnitud de una o más de las fuerzas básicas y se tornan mayores que las fuerzas opuestas causando que el avión acelere o se desplace en dirección de la fuerza aplicada. Por ejemplo, si se aplica potencia (aumentando la tracción) y se mantiene la altitud, el avión acelerará. A medida que aumenta la velocidad, aumenta la resistencia hasta que se llega a un punto en que la resistencia nuevamente igualará la tracción, y el avión continuará en vuelo nivelado, es decir en equilibrio, pero a una mayor velocidad. Como otro ejemplo, si se aplica potencia mientras se está en vuelo nivelado y se establece una actitud de ascenso, la fuerza de sustentación aumentará durante el tiempo que dure la aplicación de presión al elevador, pero una vez establecida una razón de ascenso uniforme, la fuerza de sustentación será aproximadamente igual a la fuerza de peso. El avión no asciende debido a que la sustentación es mayor que en vuelo nivelado, sino porque la tracción es mayor que la resistencia y porque se desarrolla una componente de tracción, la cual actúa hacia arriba, perpendicular al plano de la trayectoria de vuelo.

Los diseñadores dirigen sus esfuerzos para aumentar la performance del avión aumentando la eficiencia de las fuerzas deseables de sustentación y de tracción, mientras reducen lo más posible las fuerzas indeseables de peso y de resistencia. No obstante se debe llegar a un compromiso para satisfacer la función y la performance deseados del avión.

Antes de discutir las cuatro fuerzas en mayor detalle, es útil definir algunos de los términos usados extensamente en este capítulo.

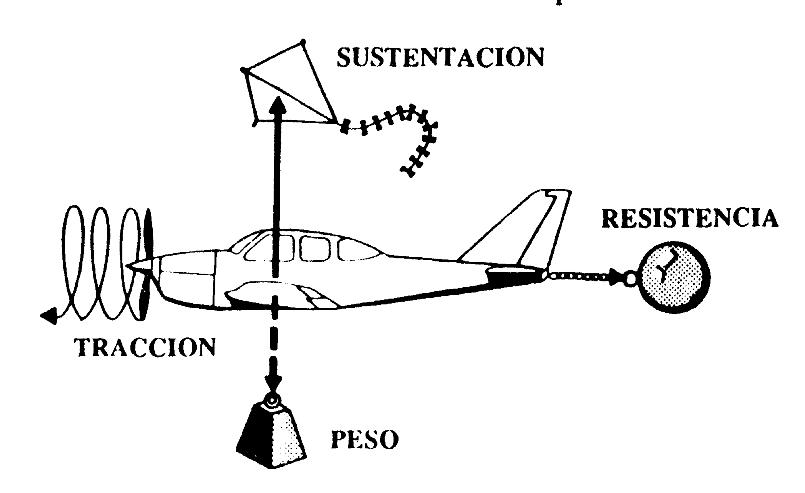


Figura 1-1. Fuerzas que actúan sobre el avión en vuelo.

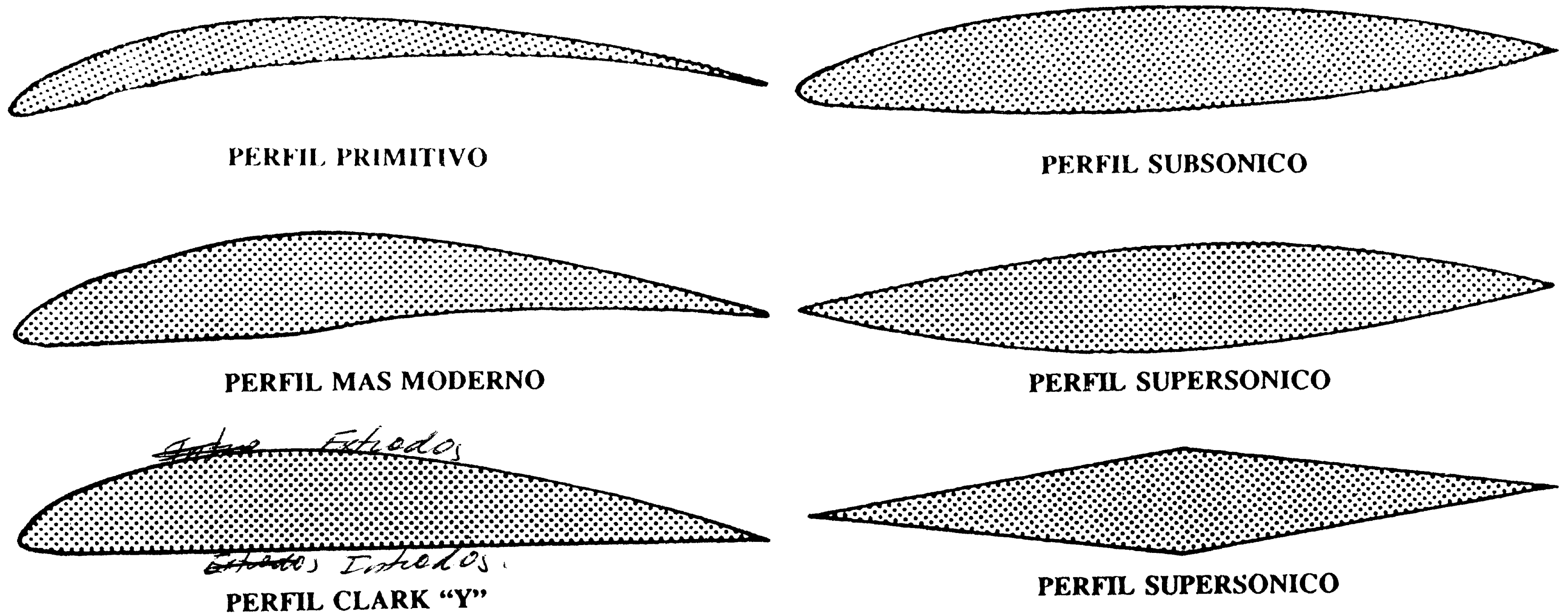


Figura 1-2. Secciones típicas de perfiles aerodinámicos.

a. *Aceleración* - la fuerza involucrada en vencer la inercia y que se define como un cambio de velocidad por unidad de tiempo. Esto significa cambiar la velocidad y/o la dirección, incluyendo la partida desde el reposo (aceleración positiva) y la detención (desaceleración o aceleración negativa).

b. *Perfil Aerodinámico* - cualquier superficie, tal como un ala de avión, diseñada para obtener una reacción como la sustentación en el aire a través del cual se desplaza. En la Figura 1-2 se muestra secciones típicas de perfiles aerodinámicos.

c. *Angulo de Ataque* - el ángulo agudo entre la línea de cuerda del ala y la dirección del viento relativo. Durante el vuelo, el piloto controla la velocidad del avión por medio del ángulo de ataque, y a su vez, el ángulo de ataque es controlado con un movimiento hacia adelante y hacia atras de los controles (Fig. 1-3).

d. *Angulo de Incidencia* - el ángulo agudo formado por la línea de cuerda del ala y el eje longitudinal del avión (Fig. 1-4). Este es determinado durante el diseño del avión y es el ángulo al cual se fija el ala al fuselaje. Por lo tanto, es un ángulo fijo y no puede ser modificado por el piloto. El ángulo de incidencia no debe confundirse con el ángulo de ataque.

e. *Curvatura* - la curvatura o combadura del perfil aerodinámico desde el borde de ataque hasta el borde de fuga. "Curvatura Superior" se refiere a la curvatura de la superficie superior; "Curvatura Inferior" se refiere a la curvatura de la superficie inferior; y "Combadura Media" se refiere a la línea media que está equidistante a todos los puntos entre la curvatura superior e inferior (Fig. 1-5).

f. *Cuerda* - una línea recta imaginaria dibujada desde el borde de ataque hasta el borde de fuga de una sección de un perfil aerodinámico (Fig. 1-4).

g. *Componente*- una de las diversas fuerzas o partes de una combinación de fuerzas. Ver la Fig. 1-6 que ilustra la componente vertical de la sustentación y la componente horizontal de la resistencia.

h. *Capa Limite* - capa o extracto de aire que sufre una retardación local debido a la viscosidad del aire. Se origina en las alas y fuselaje del avión al fluir el aire sobre estas superficies. (Nota: tiene el grosor aproximado de una carta de naipes).

i. *Viento Relativo (VR)* - la dirección del flujo de aire producido por un

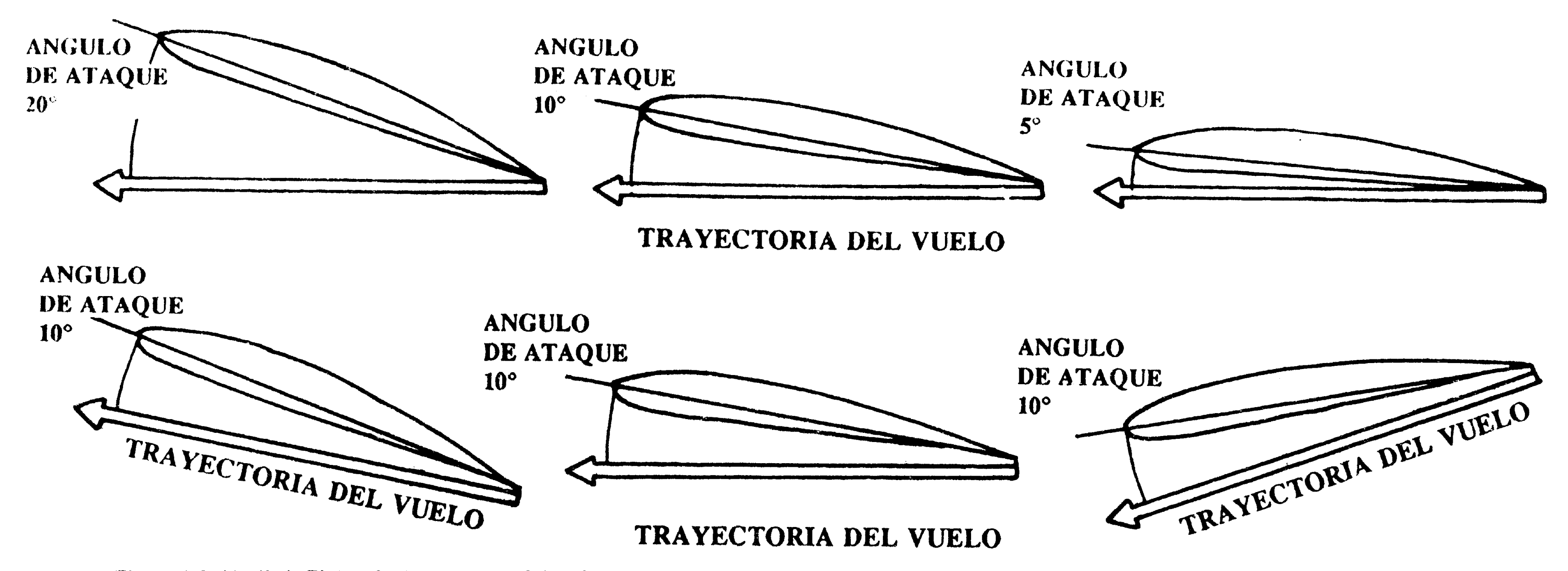


Figura 1-3. (Arriba). El ángulo de ataque es el ángulo entre la cuerda del ala y la trayectoria de vuelo. (Abajo) El ángulo de ataque siempre se basa en la trayectoria de vuelo, no en el terreno.

objeto que se desplaza a través del aire (Fig. 1-7). El viento relativo para un avión en vuelo fluye en dirección paralela y opuesta a la dirección del vuelo. Por lo tanto, la trayectoria misma de vuelo del avión determina la dirección del viento relativo.

j. *Velocidad* - la distancia recorrida en un cierto tiempo, o la razón de movimiento en una cierta dirección. Al hablar de velocidad aérea nos encontraremos con Velocidad Aérea Indicada (IAS), Velocidad Aérea Calibrada (CAS), y Velocidad Aérea Verdadera (TAS).

k. *Vectores* - la representación gráfica de una fuerza dibujada como una línea recta en la que se indica su sentido mediante una flecha y su magnitud por su longitud. Cuando un objeto está sujeto a la acción de dos o más fuerzas, el efecto combinado de estas fuerzas puede ser representado por el vector resultante. Una vez resueltos los vectores, la resultante de las fuerzas combinadas puede ser determinada midiendo la dirección y magnitud del vector resultante (Fig. 1-8).

l. *Superficie Alar* - la superficie plana del ala, que incluye las superficies de control y puede incluir el área de ala cubierta por el fuselaje (cuerpo principal del avión) y las barquillas de los motores.

m. *Forma del Ala* - la forma de un ala vista desde arriba. Esta puede ser larga y de forma trapezoidal, más corta y rectangular, o de diversas otras formas (Fig. 1-9).

n. *Envergadura de las Alas* - la distancia máxima de punta a punta de las alas. (incluye la sección del fuselaje que queda entre medio).

Sustentación (L). La sustentación es la fuerza hacia arriba creada por un perfil aerodinámico cuando es desplazado a través del aire. Aunque algunas partes externas del avión pueden producir algo de sustentación, hay tres perfiles aerodinámicos principales en un avión - las alas, la hélice y las superficies horizontales del empenaje o cola.

Para comprender cómo el ala de un avión produce sustentación se debe

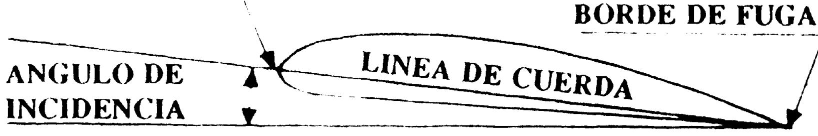


Figura 1-4. Vista seccionada de un pérfil aerodinámico.

conocer el Principio de Bernoulli y una de las Leyes de Newton.

El Principio de Bernoulli (enunciado en 1738) establece que en un fluido en movimiento laminar (escurrimiento estacionario) la suma de la presión estática (p) más la presión dinámica ($\rho/2\ v^2$) es constante, donde ρ (Rho) es la densidad del fluído y v la velocidad.

$$p + \frac{\rho}{2} v^2 = H \qquad \text{constante}$$

Esto indica que "la presión interna de un fluido (líquido o gas) *disminuye* en aquellos puntos donde *aumenta* la velocidad del fluido". En otras pala-

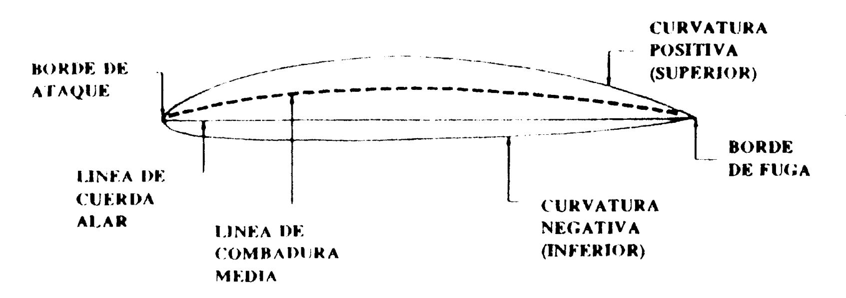


Figura 1-5. Nomenclatura de la sección del pérfil aerodinámico.

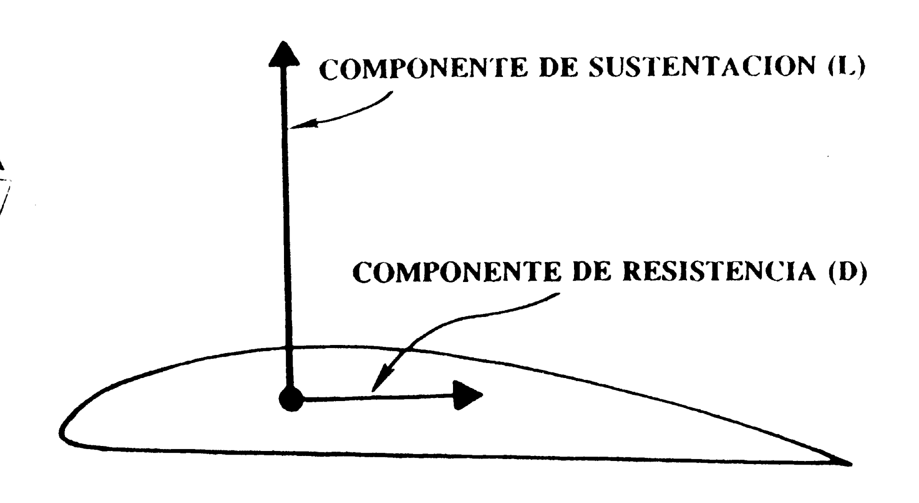


Figura 1-6. Fuerzas componentes.

bras, el flujo a alta velocidad, esta asociado con baja presión y el flujo de baja velocidad, con alta presión. Este principio se demuestra en una cañería cuyo diámetro interior decrece produciendo cambios en la presión del fluido que fluye interiormente, en forma similar a un tubo venturi (Fig. 1-10). En la sección ancha de la cañería, el fluido fluye a una velocidad más baja, produciendo una presión más alta. A medida que se estrecha la cañería, todavía contiene la misma cantidad de fluido, pero debido a que la sección es menor el fluido fluye a una mayor velocidad produciendo una menor presión.

Este principio se aplica también al ala de un avión, debido a que ha sido diseñada y construída con una curvatura (Fig. 1-10).Cuando el aire fluye a lo largo de la superficie superior del ala, éste recorre una distancia mayor en el mismo período de tiempo que el flujo de aire a lo largo de la superficie inferior del ala. Por lo tanto, según el Principio de Bernoulli, la presión del aire por sobre el ala es menor que aquella bajo el ala y la mayor presión que hay bajo el ala "*empuja*" a ésta hacia arriba produciéndose la sustentación. Esto produce aproximadamente el 75% de la sustentación alar. El resto se produce por el efecto de reacción del aire en la curvatura inferior del ala (Tercera Ley de Newton).

Dado que para toda acción existe una reacción igual y opuesta, se genera una fuerza adicional hacia arriba a medida que la superficie inferior del ala deflecta (empuja) el aire hacia abajo (Fig. 1-11). Así, tanto el desarrollo de baja presión sobre el ala como la reacción al cambio de dirección del aire a

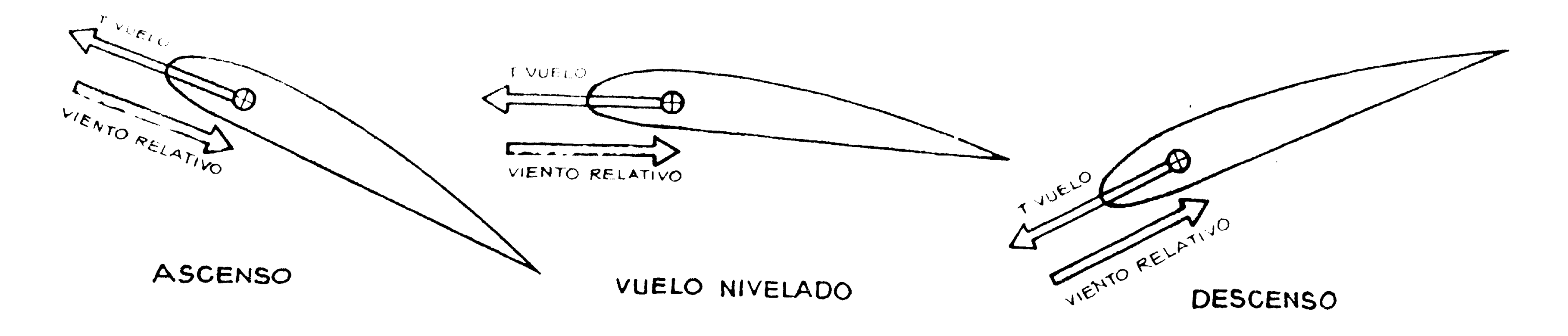


Figura 1-7. Relación entre trayectoria de vuelo y viento relativo.

medida que es deflectado desde la superficie inferior del ala, forman la resultante total de sustentación. (Fuerza Aerodinámica FA).

La cantidad de sustentación generada por el ala depende de varios factores: (1) velocidad del ala a través del aire, (2) ángulo de ataque, (3) forma del ala, (4) superficie alar y (5) la densidad del aire.

La sustentación útil o efectiva actúa hacia arriba y perpendicular al viento relativo y a la envergadura (Fig. 1-12). Aunque la sustentación es generada en toda el ala, se establece un punto imaginario que representa a la resultante de todas las fuerzas de sustentación. Este punto único es el centro de presión (CP) referido a veces como el centro de sustentación.

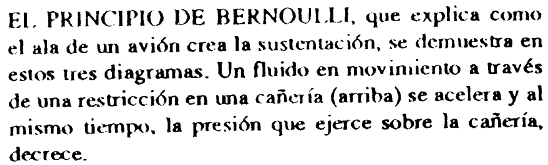
VECTOR DE SUSTENTACION
VECTOR RESULTANTE
VECTOR RESISTENCIA

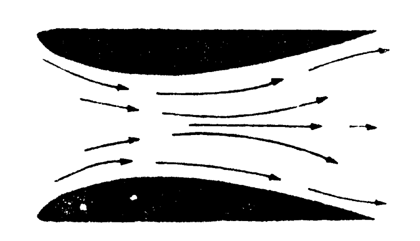
Figura 1-8. Vectores.

BORDE DE ATAQUE CONICO. BORDE DE FUGA RECTO
BORDE DE ATAQUE Y FUGA CÓNICOS
ALA DELTA
ALA EN FLECHA
BORDE DE ATAQUE Y FUGA RECTOS
BORDE DE ATAQUE RECTO BORDE DE FUGA CONICO

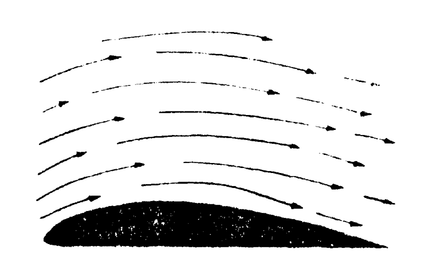
Figura 1-9. Formas de Ala.




EL PRINCIPIO DE BERNOULLI, que explica como el ala de un avión crea la sustentación, se demuestra en estos tres diagramas. Un fluido en movimiento a través de una restricción en una cañería (arriba) se acelera y al mismo tiempo, la presión que ejerce sobre la cañería, decrece.



EL FLUJO DE AIRE RESTRINGIDO mostrado aquí, entre dos alas de avión en oposición, es análogo al caso de la cañería restringida mostrada a la izquierda: el aire que se desplaza entre las dos alas acelera y este aumento de velocidad resulta en una menor presión entre las superficies curvas.



EL MISMO PRINCIPIO se aplica cuando el flujo de aire es perturbado por un ala. El flujo acelerado sobre el ala ejerce menor presión que el flujo de aire bajo el ala. Es esta diferencia contínua de presión la que crea y mantiene la sustentación.

Figura 1-10. Principio de Bernoulli aplicado a perfiles aerodinámicos.

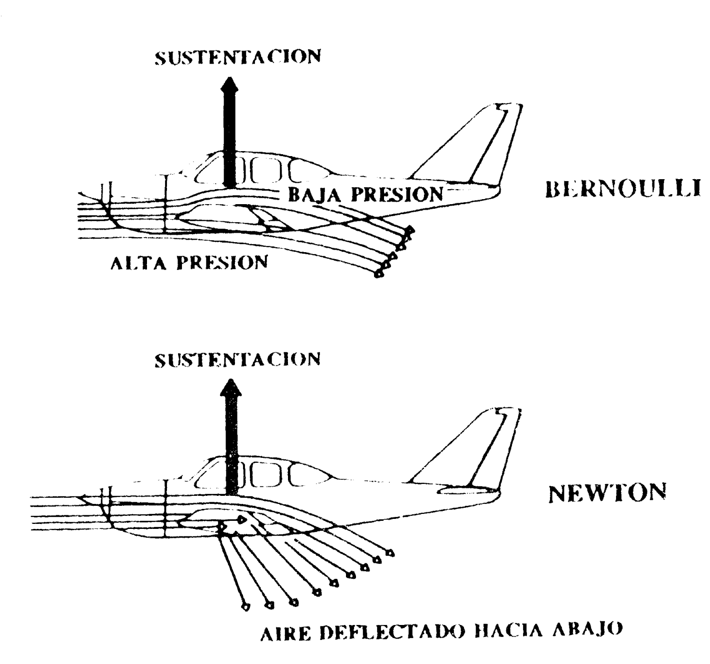


Figura 1-11. Sustentación generada por el ala.

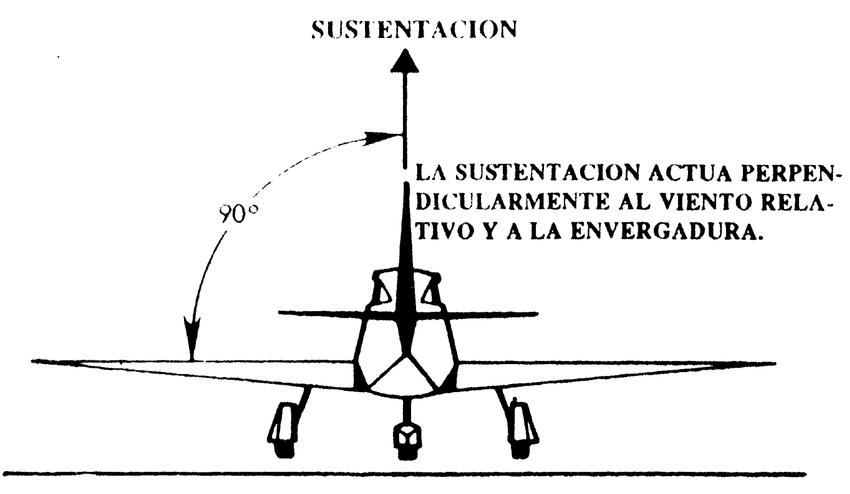
La ubicación del centro de presión (CP) en relación al centro de gravedad (CG) es muy importante desde el punto de vista de estabilidad de un avión. Más adelante se tratará la estabilidad en mayor detalle.

Gravedad (Peso) (W). La gravedad es la fuerza hacia abajo que tiende a atraer a todos los cuerpos verticalmente hacia el centro de la tierra.

El centro de gravedad del avión (CG) es el punto sobre el avión en el cual se considera que se concentra todo el peso. Es el punto de equilibrio. Por ejemplo, si se suspendiera un avión por una cuerda fijada al centro de gravedad, el avión se equilibraría (Fig. 1-13).

El centro de gravedad está ubicado a lo largo del eje longitudinal del avión (línea imaginaria desde la naríz hasta la cola) y en algún lugar cerca del centro de presión del ala. La ubicación del centro de gravedad depende de la ubicación y del peso de la carga colocada en el avión. Esto es controlado mediante cálculos de peso y de balance efectuados por el piloto antes del vuelo. La ubicación exacta del centro de gravedad es importante durante el vuelo debido a su efecto sobre la estabilidad y la performance del avión.

Tracción. La hélice, actuando como perfil aerodinámico, produce la tracción o fuerza hacia adelante que impulsa el avión por el aire. Esta recibe su potencia directamente desde el motor y está diseñada para desplazar una gran masa de aire hacia atrás. . Esta tracción debe ser lo suficientemente grande



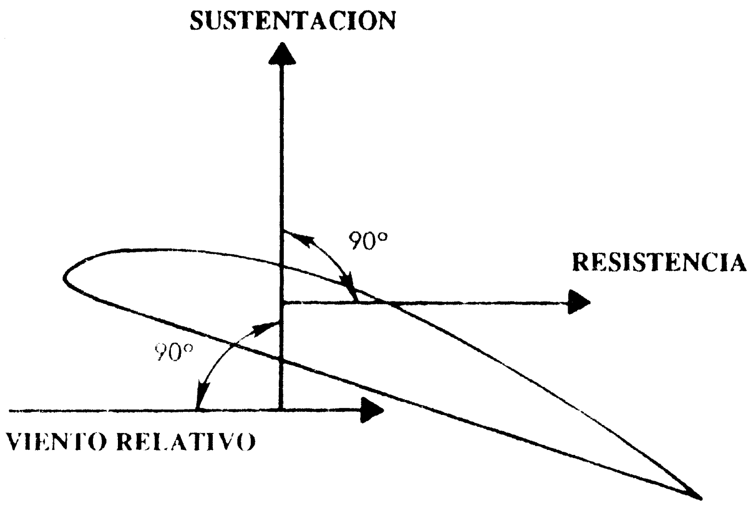


Figura 1-12. Relación entre viento relativo, sustentación y resistencia.

como para contrarrestar las fuerzas de resistencia y dar al avión el movimiento deseado hacia adelante. La dirección de esta fuerza es referida como la línea de tracción.

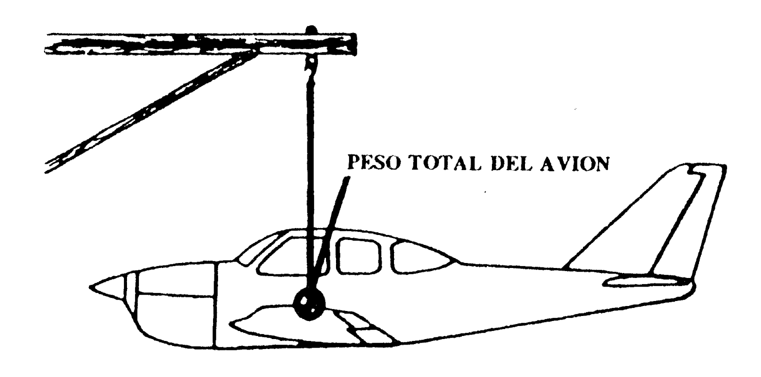


Figura 1-13. Avión suspendido desde el centro de gravedad.

Resistencia.(D) **La resistencia es la fuerza que se opone al movimiento hacia adelante del avión a través del aire. La resistencia actúa en forma paralela al viento relativo y en la misma dirección. (Fig. 1-14).**

Toda parte del avión que está expuesta al aire mientras el avión está en movimiento, produce alguna resistencia y contribuye a la resistencia total. La resistencia total puede ser clasificada en dos tipos principales: *resistencia inducida* y *resistencia parásita*.

La resistencia inducida es el sub-producto indeseable, pero inevitable de la sustentación útil o efectiva. Al analizar el flujo de aire alrededor del ala se observan ciertas características importantes que es conveniente recalcar.

Antes de llegar al borde de ataque del ala las líneas de corriente toman una direccion ascendente debido al movimiento ondulatorio que se genera por el paso del ala a través del aire . (Fig. 1-14 a).

Al dejar el borde de fuga las líneas de corriente llevan una trayectoria descendente en un ángulo " ε " (epsilon), con respecto al viento relativo. (Fig. 1-14 b).

Al llegar al borde de ataque, el viento relativo lleva una trayectoria ascendente. Al dejar el borde de fuga lleva una trayectoria descendente. Se deduce que el viento relativo varía a través del ala y para ser exacto en los cálculos hay que tomar como referencia un "viento relativo medio". La fuerza aerodinámica real de sustentación se producirá perpendicular al viento relativo medio.

Normalmente en vuelo la sustentación útil o efectiva es la componente de la fuerza aerodinámica perpendicular al viento relativo. Por esta razón, tal

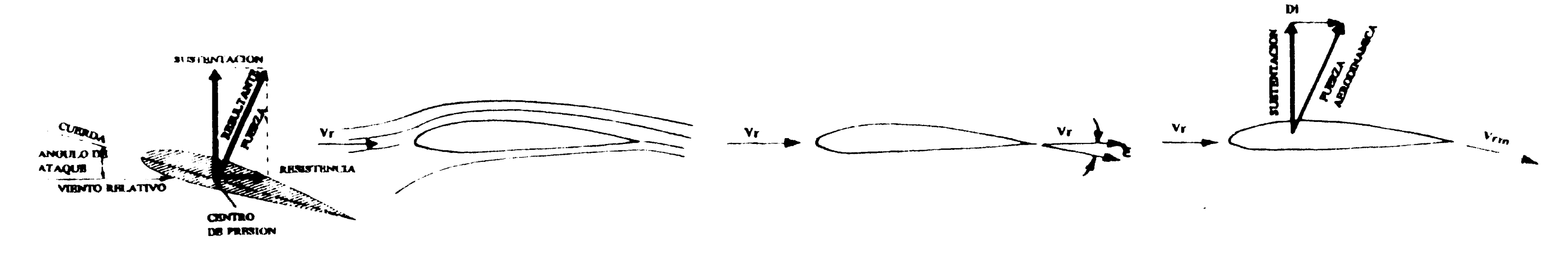


Figura 1-14. La resistencia actúa paralela y en la misma dirección del viento relativo.

Figura 1-14a, b, y c. Resistencia inducida (Di.).

como se indica en la Fig.1-14 c la fuerza acrodinámica se considera descompuesta en dos componentes: una perpendicular y otra paralela al viento relativo.

La primera se define como "sustentación" (L) y la segunda como "resistencia inducida" (Di). Esta última, aunque no deseable, es inevitable porque se crea con la sustentación misma.

La resistencia inducida (Di) tiene una relación directa con el ángulo de ataque y aumenta en proporción directa a los aumentos de éste. Mientras mayor sea el ángulo de ataque hasta alcanzar el punto crítico, mayor será la sustentación desarrollada y mayor será la resistencia inducida.

La resistencia parásita es todo tipo de resistencia que no se deba a la producción de sustentación.

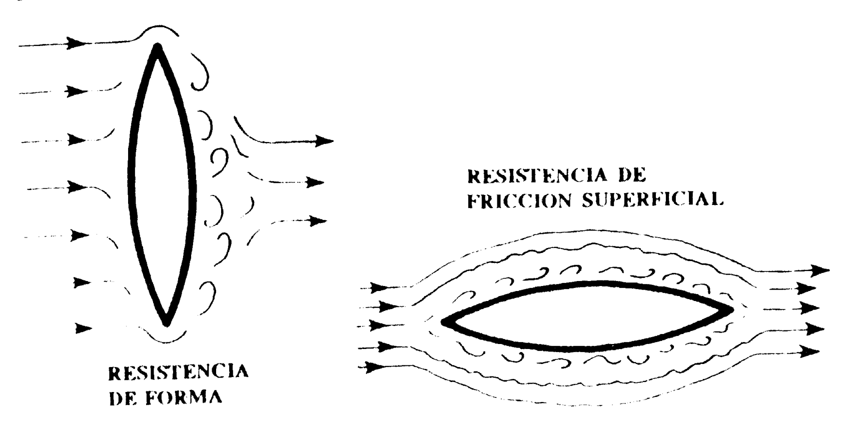


Figura 1-15. Resistencia de forma y resistencia de fricción superficial

Varios factores afectan la resistencia parásita. Al considerar cada uno de ellos en forma independiente, se debe asumir que los restantes factores permanecerán constantes. Estos factores son: (1) mientras más aerodinámico es un objeto, menos resistencia parásita tendrá; (2) mientras más denso sea el aire en que se desplaza el avión, mayor será la resistencia parásita; (3) mientras mayor sea el tamaño del objeto en la corriente de aire, mayor será la resistencia parásita; y (4) a medida que aumenta la velocidad, aumenta la magnitud de la resistencia parásita. Si se duplica la velocidad, se genera cuatro veces más resistencia.

Presión dinámica $q = \frac{\rho}{2} v^2$

en que:
q = presión dinámica
ρ = densidad (Rho)
v = velocidad

La resistencia parásita esta formada por tres tipos de resistencia: de forma, de fricción superficial y de interferencia.

La *resistencia de forma* es causada por el área frontal de los componentes del avión expuestos a la corriente de aire. La Figura 1-15 ilustra una reacción similar, en donde la cara de una plancha plana es expuesta a la corriente de aire. Esta resistencia es causada por la forma de la plancha, y es la razón por la cual es necesario fuselar los perfiles para aumentar la eficiencia y la velocidad del avión. La Figura 1-15 ilustra también que cuando la cara de la plancha está paralela a la corriente de aire, la mayor parte de la resistencia es fricción superficial.

La *resistencia de fricción superficial* es causada por el aire que pasa por

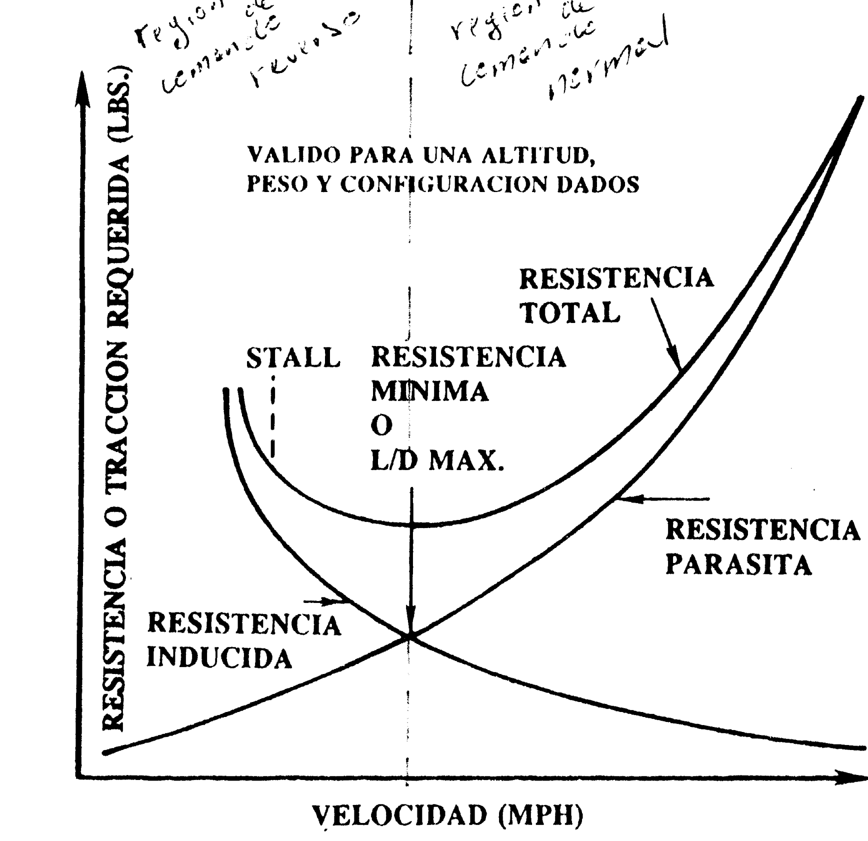


Figura 1-16. Curvas típicas de resistencia de un avión.

sobre las superficies del avión y aumenta considerablemente si las superficies del avión están ásperas y sucias.

La *resistencia de interferencia* es causada por la interferencia del flujo de aire entre partes adyacentes del avión tales como la intersección de las alas y de las secciones del empenaje con el fuselaje. Se usan carenados fusiformes para hacer aerodinámicas estas intersecciones y disminuir la resistencia de interferencia.

La *resistencia total (D)* del avión es la suma de la resistencia inducida y de la resistencia parásita y es la que determina la cantidad de tracción requerida a una velocidad dada. La Figura 1-16 ilustra la variación de la resistencia inducida, parásita y total con la velocidad, para un avión típico en vuelo recto y nivelado.

Un análisis de la Fig. 1-16 indica que:

La resistencia inducida disminuye a medida que aumenta la velocidad. Esto se debe a que a mayor velocidad, se requiere un menor ángulo de ataque. La resistencia inducida predomina a bajas velocidades.

La resistencia parásita aumenta si aumenta la velocidad. Según ya se expresó, varía proporcionalmente al cuadrado de la velocidad.

La resistencia total es mayormente influenciada por la resistencia inducida a bajas velocidades (altos ángulos de ataque) y por la resistencia parásita a altas velocidades (bajos ángulos de ataque).

La resistencia total mínima ocurre a la velocidad a la cual la resistencia inducida y parásita son iguales.

Ahora bien, en un vuelo recto y nivelado, para todas las velocidades, la sustentación permanece constante y la tracción debe igualar a la resistencia total; por lo tanto, la curva de resistencia total representa también la tracción requerida.

La velocidad a la que ocurre la resistencia total mínima, es la misma a la que alcanza su máximo valor la razón entre la sustentación (L) y la resistencia total (D). Cuociente L/D máximo. En este punto se requiere la menor tracción ya que existe la mínima resistencia total. Esto es importante para la determinación del alcance y autonomía máxima del avión.

La fuerza de resistencia puede ser controlada hasta cierto punto por el piloto. Estibar correctamente el avión, retraer el tren de aterrizaje y los flaps cuando no se usen, y mantener limpia la superficie del avión, todo ayuda a reducir la resistencia total.

Relación entre el Angulo de Ataque y la Sustentación. Como se dijo anteriormente, el ángulo de ataque es el ángulo agudo entre el viento relativo y la línea de cuerda del ala. A pequeños ángulos de ataque, la mayoría de la sustentación de las alas es el resultado de la diferencia de presión entre las superficies superior e inferior del ala (Principio de Bernoulli). Se genera una sustentación adicional por la reacción igual y opuesta a la corriente de aire deflectada hacia abajo por el ala (Ley de Newton).

A medida que se aumenta el ángulo de ataque, la corriente de aire es forzada a desplazarse más rápidamente sobre la superficie superior del ala debido a la mayor distancia que debe recorrer, creando un mayor diferencial de presión entre las superficies superior e inferior. Al mismo tiempo, la corriente de aire es deflectada hacia abajo a un ángulo mayor, causando una reacción opuesta aumentada. El aumento de la diferencial de presión y de la reacción a la deflección de la corriente de aire, aumenta la sustentación (y la resistencia). Por lo tanto, a mayor ángulo de ataque mayor es la sustentación

hasta llegar al ángulo de ataque critico o de stall.(Fig. 1-17).

Cuando se aumenta el ángulo de ataque a aproximadamente 18° ó 20° (ángulo de ataque crítico o de stall) en la mayoría de los perfiles aerodinámicos, la corriente de aire ya no es capaz de seguir la curvatura superior del ala debido al cambio de dirección excesivo. A medida que se acerca al ángulo de ataque crítico, la corriente de aire comienza a separarse de la parte trasera de la superficie superior del ala. Si se aumenta aún más el ángulo de ataque, la corriente de aire es forzada a fluir derecho hacia atrás, alejándose de la curvatura superior del ala y del área de mayor combadura. Esto causa una turbulencia o burbujeo del aire a medida que éste trata de seguir la curvatura superior del ala.

Cuando se llega al ángulo de ataque crítico, el flujo de aire turbulento, que apareció cerca del borde de fuga del ala a ángulos de ataque más bajos, se esparce rápidamente hacia adelante por sobre toda la curvatura superior del ala. Se produce el fenómeno de separación de la capa límite (Fig. 1-17).

Esto da como resultado un aumento repentino de presión en la curvatura superior del ala y una pérdida considerable de sustentación. Debido a la pérdida de sustentación y al aumento de la resistencia, la sustentación restante es insuficiente para mantener el avión en vuelo y el ala entra en stall.

Para recuperarse de un stall, se debe disminuir el ángulo de ataque, de manera que la corriente de aire pueda una vez más fluir suavemente sobre la superficie del ala. Recuerde que el ángulo de ataque es el ángulo entre la línea de cuerda y el viento relativo, no entre la línea de cuerda y el horizonte. Por lo tanto, un avión puede entrar en stall en cualquier actitud de vuelo con respecto al horizonte, si el ángulo de ataque es aumentado más allá del ángulo de ataque crítico. Esta condición puede ocurrir a cualquier velocidad.

Relación entre Tracción y Resistencia en Vuelo Recto y Nivelado. Durante un vuelo recto y nivelado, la tracción y la resistencia son iguales en magnitud si se mantiene una velocidad constante. Cuando se aumenta la tracción de la hélice, ésta excede momentáneamente la resistencia y aumentará la velocidad, siempre que se mantenga en vuelo recto y nivelado. Como se dijo anteriormente, con un aumento de velocidad, la resistencia aumenta muy rápidamente. A alguna velocidad nueva y más alta, las fuerzas de tracción y resistencia una vez más se igualan y la velocidad nuevamente se vuelve constante.

Si se usa toda la potencia disponible, la tracción llegará a su máximo, la velocidad aumentará hasta que la resistencia iguale a la tracción y una vez

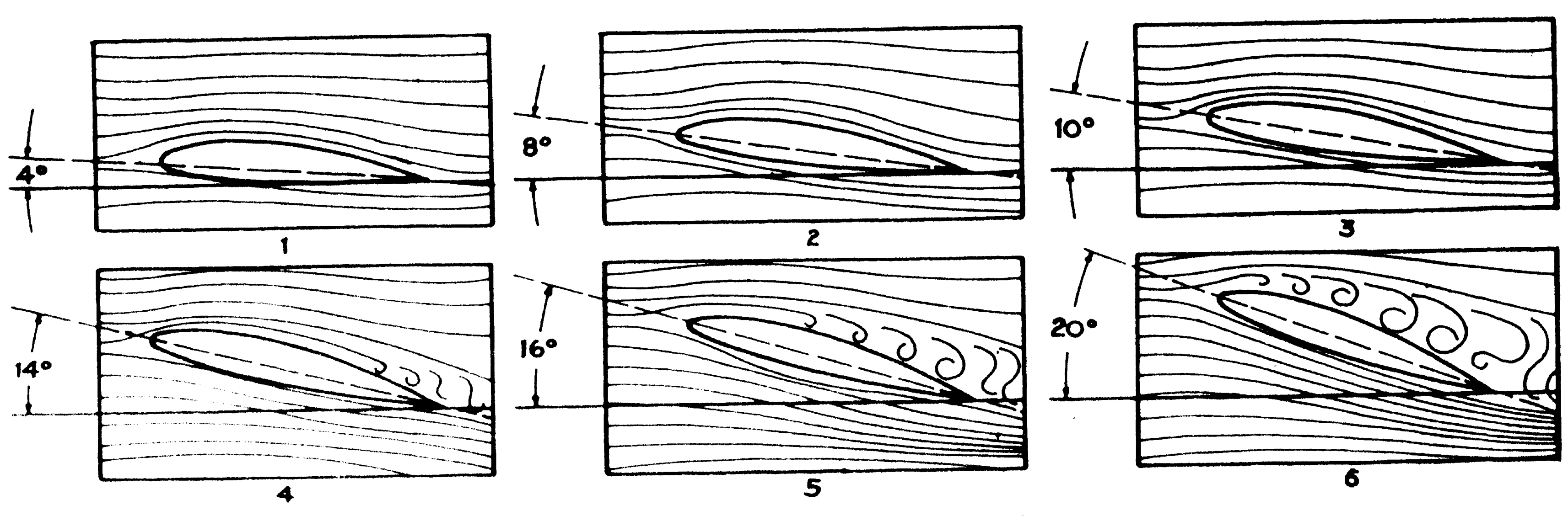


Figura 1-17. Flujo de aire alrededor de un ala a diversos ángulos de ataques.

más se volverá constante la velocidad. Esta será la velocidad máxima para ese avión en esa configuración y actitud.

Cuando la tracción se torna menor que la resistencia el avión desacelerará a una velocidad menor, siempre que se mantenga el vuelo recto y nivelado y la tracción y la resistencia una vez más se igualan. Ahora, si la velocidad se torna demasiado lenta, o más precisamente, si el ángulo de ataque es demasiado grande, el avión entrará en stall.

Relación entre Sustentación y Peso en Vuelo Recto y Nivelado. Una componente de la fuerza aerodinámica, la fuerza hacia arriba sobre el ala o sustentación, actúa siempre perpendicular a la dirección del viento relativo. En un vuelo recto y nivelado (altitud constante), la sustentación contrarresta al peso del avión. Cuando están en equilibrio la sustentación y el peso, el avión no gana ni pierde altitud. Si la sustentación se torna menor que el peso, el avión iniciará un descenso; si la sustentación se torna mayor que el peso, el avión iniciará un ascenso. Una vez establecido un ascenso o descenso estable, la relación entre las cuatro fuerzas ya no será la misma que en el vuelo recto y nivelado. Sin embargo, para todos los propósitos prácticos, la sustentación todavía iguala al peso para pequeños ángulos de ascenso o descenso.

Factores que Afectan la Sustentación y la Resistencia

Entre los factores que influyen en la sustentación y la resistencia se incluyen: la superficie alar, la forma del perfil aerodinámico, el ángulo de ataque, la velocidad del aire que pasa por sobre el ala (velocidad) y la densidad del aire. Un cambio en cualquiera de estos factores afecta la relación entre la

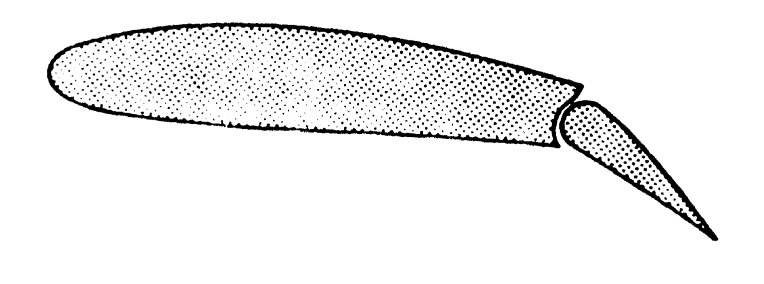


Figura 1-18. El [illegible] aumenta la sustentación y la resistencia

sustentación y la resistencia. Cuando se aumenta la sustentación, se aumenta la resistencia, o cuando disminuye la sustentación, disminuye la resistencia.

Efecto del Area del Ala sobre la Sustentación y la Resistencia. La sustentación y la resistencia que actúan sobre un ala son proporcionales a la superficie alar. Esto significa que si el área del ala es duplicada, permaneciendo iguales otras variables, se duplicarán la sustentación y la resistencia creadas por el ala.

Efecto de la Forma del Perfil Aerodinámico sobre la Sustentación y la Resistencia. Generalmente, mientras más curvatura tenga la superficie superior de un perfil aerodinámico, más sustentación se producirá (hasta cierto punto). Las alas de alta sustentación tienen una curvatura convexa grande sobre la superficie superior y una superficie inferior cóncava. La mayoría de los aviones tienen flaps en las alas, los cuales, al bajarlos, causan que un ala normal se aproxime a esta condición aumentando la curvatura de la superficie superior y creando una curvatura cóncava inferior, aumentando así la sustentación del ala (Figura 1-18). Un alerón abajo produce el mismo efecto al aumentar la curvatura de una porción del ala y así aumenta su ángulo de ataque, lo que a la vez aumenta la sustentación (y también la resistencia). Un alerón arriba reduce la sustentación en el ala al disminuir la curvatura de una porción del ala y disminuir su ángulo de ataque. Los elevadores pueden cambiar la curvatura y el ángulo de ataque de los estabilizadores horizontales, cambiando la magnitud y dirección de la sustentación. El timón logra lo mismo para el estabilizador vertical.

Mucha gente cree que el único riesgo de formación de hielo en vuelo es el peso del hielo sobre las alas. Es cierto que la formación de hielo aumentará el peso, pero es más importante su efecto al producir alteraciones a la forma de los perfiles aerodinámicos, lo que afectará adversamente todos los aspectos de la performance y del control del avión.

A medida que se forma hielo sobre el perfil aerodinámico, especialmente en el borde de ataque, se rompe el flujo de aire sobre el ala. Este rompimiento del flujo de aire laminar causa que el ala pierda parte o toda la eficiencia de sustentación. También, se aumenta sustancialmente la resistencia.

Aún una pequeña capa de escarcha sobre las alas puede impedir que un avión despegue, porque se perturba el flujo laminar de aire sobre la superficie de las alas y se destruye total o parcialmente su capacidad de sustentación. La escarcha impide que exista la capa limite, que es la que permite que las líneas de flujo se mantengan adheridas al perfil. Es esta la razón por la cual es de extrema importancia que se remueva toda la escarcha, nieve y hielo del avión antes del despegue.

Efecto del Diseño del Ala sobre el Stall. El tipo de diseño de ala para un avión en particular depende casi enteramente del propósito para el cual se usará ese avión.

Si la velocidad es la consideración primordial, es más deseable un ala de forma cónica que una rectangular, pero un ala cónica sin torsión tiene características de stall indeseables. Suponiendo una superficie alar igual, el ala cónica produce menos resistencia que el ala rectangular, porque hay menos superficie en la punta del ala . El ala elíptica es más eficiente (mayor sustentación para la cantidad de resistencia), pero no tiene características de stall tan buenas como el ala rectangular.

Para lograr buenas características de stall la raíz del ala debe entrar en stall primero, con el patrón de stall progresando hacia afuera hasta la punta. Este tipo de patrón de stall disminuye las indeseables tendencias de roll o alabeo del avión y aumenta el control lateral al aproximarse a un stall (hay efectividad en los alerones). Es indeseable que la punta del ala entre primero en stall, especialmente si la punta de un ala entra en stall antes que la otra, lo que si sucede, puede progresar a un spin.

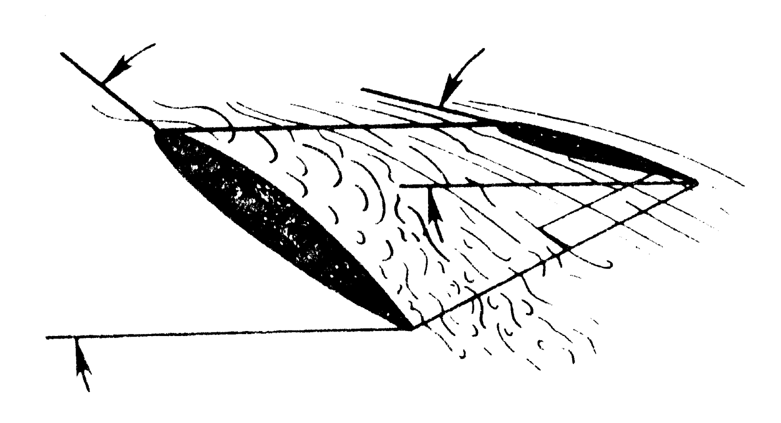


Figura 1-19. Vista de una torsión de punta de ala. Los alerones todavía son efectivos aunque la raíz del ala esté en condiciones de stall.

Se puede lograr un patrón de stall deseable: (1) diseñando el ala con una torsión, de manera que la punta tenga un ángulo de incidencia menor y por lo tanto, un ángulo de ataque menor cuando la raíz del ala se aproxime al ángulo de ataque crítico (Fig. 1-19).; (2) diseñando ranuras o slots cerca del borde de ataque de la punta del ala para permitir que el aire fluya suavemen-

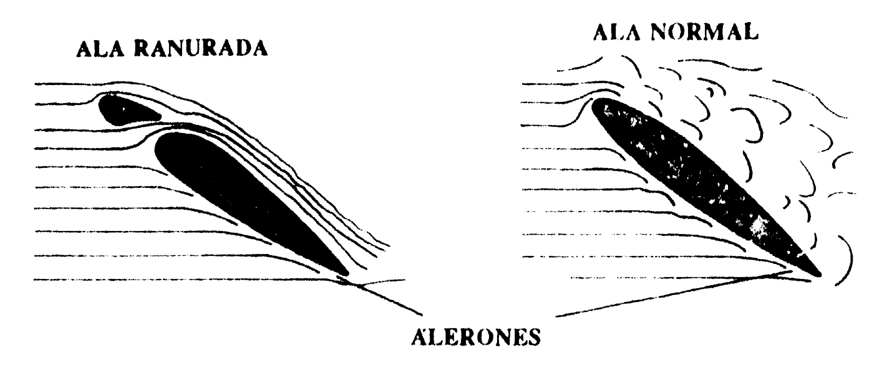


Figura 1-20. Alas ranuradas y normales a ángulos de ataque iguales.

te sobre esa parte del ala a ángulos de ataque mayores, por lo tanto, entrando en stall primero la raíz del ala (Fig. 1-20); y (3) colocando iniciadores de stall (cuña) en el borde de ataque cerca de la raíz del ala. Estos iniciadores de stall rompen el flujo de aire a ángulos de ataque más altos y producen el efecto deseado de hacer entrar en stall primero a la raíz del ala (Fig. 1-21).

Efecto de la Velocidad sobre la Sustentación y la Resistencia. Un aumento en la celeridad del aire que pasa sobre el ala (velocidad) aumenta la sustentación y la resistencia. Se aumenta la sustentación debido a que: (1) el flujo aumentado del viento relativo sobre la curvatura inferior del ala crea una mayor cantidad de aire que se deflecta hacia abajo; (2) la velocidad aumentada del viento relativo sobre la curvatura superior crea una presión más baja

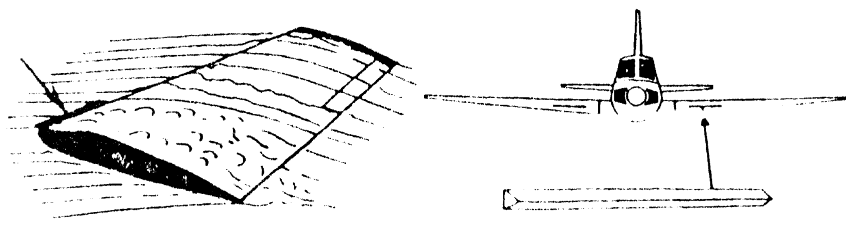


Figura 1-21. Iniciador de stall asegura que entre en stall primero la sección de la raíz del ala.

encima del ala (Principio de Bernoulli); y (3) se crea un mayor diferencial de presión entre las curvaturas superior e inferior del ala. También se aumenta la resistencia dado que, como se dijo antes, cualquier cambio que aumente la sutentación también aumenta la resistencia.

Las pruebas muestran que la sustentación y la resistencia son proporcionales al cuadrado de la velocidad. La velocidad del aire que pasa por encima del ala en vuelo es determinada por la velocidad del avión. Esto significa que si un avión duplica su velocidad, cuadruplica la sustentación y la resistencia (suponiendo que permanezca igual el ángulo de ataque).

Efecto de la Densidad del Aire sobre la Sustentación y la Resistencia. La sustentación y la resistencia varían directamente con la densidad del aire - a medida que aumenta la densidad del aire, aumentan la sustentación y la resistencia; a medida que disminuye la densidad del aire, disminuyen la sustentación y la resistencia. La densidad del aire es afectada por la presión, la temperatura y la humedad. A una altitud aproximada de 21.000 pies, la densidad del aire es la mitad de aquella a nivel del mar. Por lo tanto, si un avión ha de mantener la misma sustentación a grandes altitudes, la masa de aire que fluye sobre el ala debe ser igual que a altitudes menores. Para lograr ésto, debe aumentar su velocidad aérea verdadera (TAS). Esta es la razón por la cual un avión, con condiciones similares, necesita una mayor distancia para su despegue a mayores altitudes que a menores altitudes. (Fig. 1-22).

Debido a que el aire se expande al calentarse, el aire tibio es menos denso que el aire frío. Cuando las demás condiciones se mantienen iguales, un avión necesitará una carrera de despegue más larga en un día caluroso que en un día fresco (Fig. 1-22).

Debido a que el vapor de agua pesa menos que un volumen igual de aire seco, el aire húmedo (humedad realtiva alta) es menos denso que el aire seco (humedad relativa baja). Por lo tanto, cuando las demás condiciones permanecen iguales, el avión necesitará una carrera más larga para despegar en un día húmedo que en un día seco (Fig. 1-22). Esto es especialmente cierto en un día caluroso y húmedo, porque el aire puede contener mucho más vapor de agua que en un día fresco. Mientras más humedad haya en el aire, menos denso será el aire.

El aire menos denso produce también otras pérdidas en performance además de la pérdida de sustentación. Disminuyen los HP del motor y disminuye la eficiencia de la hélice debido a la pérdida de potencia y además las aspas - siendo perfiles aerodinámicos - son menos efectivas cuando el aire es menos denso. Dado que la hélice no está traccionando con la fuerza y eficiencia que tendría con aire denso, el avión se demora más en obtener la velocidad necesaria para producir la sustentación requerida para el despegue - por lo tanto, necesita una carrera mayor. La razón de ascenso también será menor por las mismas causas.

Por lo anterior, es obvio que *un piloto debe tener cuidado con las condiciones de altitud, calor y humedad* - grandes altitudes, altas temperaturas y un alto contenido de humedad (humedad relativa alta).

Podría ser desastrosa una combinación de estas tres condiciones, especialmente cuando se suman con una pista corta, un avión muy cargado, u otras condiciones limitantes al despegue. Por ello el piloto debe verificar las tablas de performance para el despegue cuando prevea estas condiciones.

Tendencia a Virar (Efecto de Torque)

Por definición, "torque" es una fuerza, o combinación de fuerzas, que produce o tiende a producir un movimiento de torsión o de rotación de un avión.

Una hélice de avión que gira en sentido de los punteros del reloj, mirada desde atrás, produce fuerzas que tienden a torcer o girar el avión en dirección contraria, virando así el avión hacia la izquierda. Los aviones están diseñados de manera tal que no sea notorio el efecto de torque para el piloto cuando el avión se desplace en vuelo recto y nivelado con una potencia de crucero.

El efecto de torque aumenta en proporción directa a la potencia del motor, velocidad y actitud del avión. Si el ajuste de potencia es alto, la velocidad baja y el ángulo de ataque alto; el efecto de torque es mayor. Durante los despegues y ascensos, cuando el efecto de torque es más pronunciado, el piloto debe aplicar suficiente presión en timón derecho para contrarrestar la tendencia de viraje hacia la izquierda y mantener una trayectoria recta de despegue .

Hay varias fuerzas involucradas en la tendencia insistente de un avión de configuración estandar, por virar hacia la izquierda. Todas estas fuerzas son creadas por la hélice en rotación. Cómo son realmente producidas, varía enormemente entre una explicación y otra. La explicación individual de cada una de estas fuerzas es quizás la mejor forma para comprender la razón de la tendencia del avión de virar hacia la izquierda.

Las cuatro fuerzas son: *fuerza reactiva, efecto de tirabuzón, precesión giroscópica y factor " P"*.

Fuerza Reactiva. Esta se basa en la Ley de Newton de acción y reacción. Al aplicar esta ley a un avión con una hélice que gira en sentido de los punteros del reloj, mirando desde atrás, se produce una fuerza que tiende a girar todo el avión alrededor de su eje longitudinal en dirección contraria a los punteros

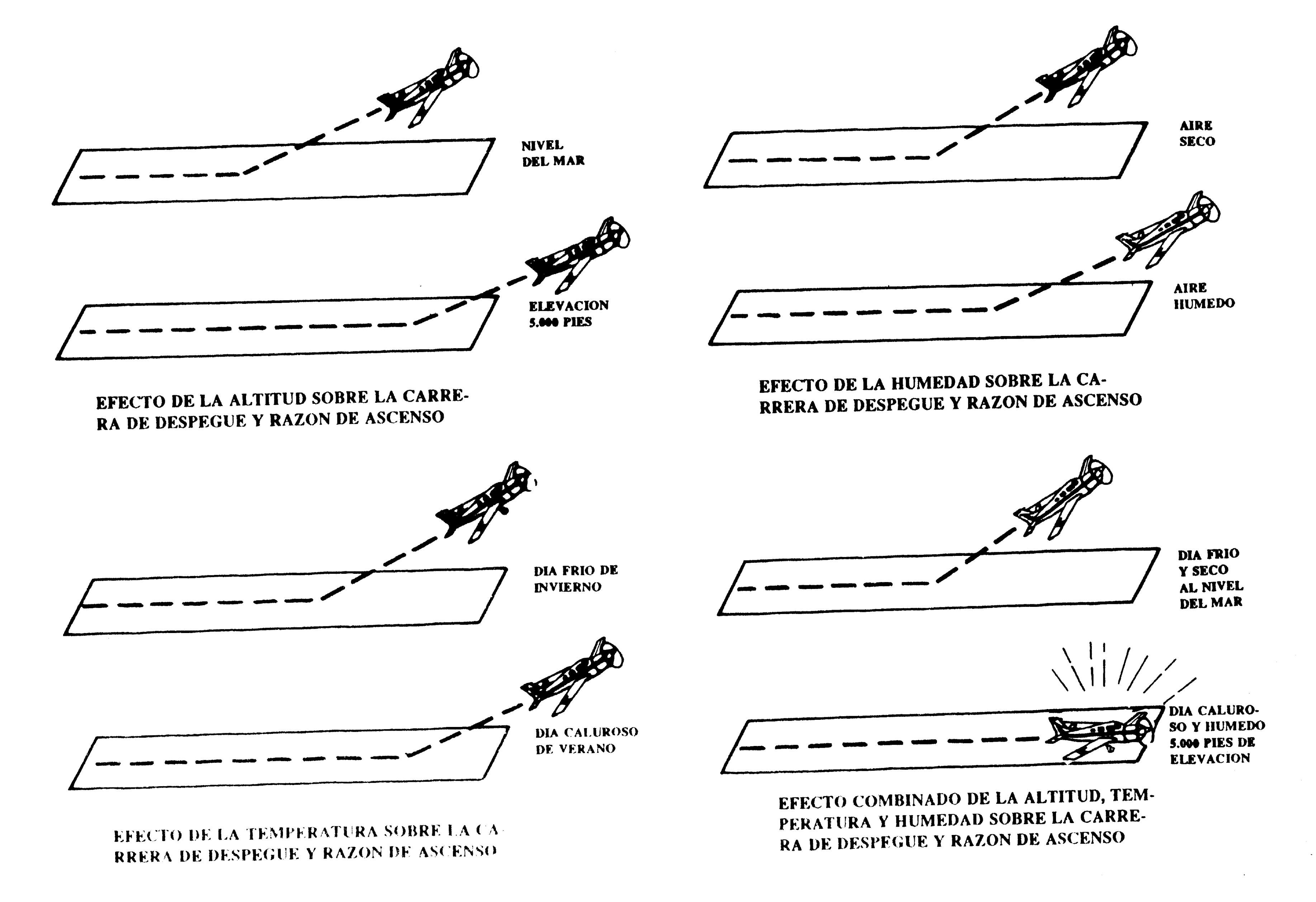


Figura 1 22 Efecto de la altitud, temperatura y humedad sobre la carrera de despegue y la razón de ascenso.

del reloj. Para poder comprender mejor este concepto, considere el aire a través del cual gira la hélice, como una fuerza restrictiva, la que actúa en dirección opuesta al giro de la hélice creando una tendencia a rotar a la izquierda en el avión (Fig. 1-23).

Efecto de Tirabuzón. Esta teoría se basa en la reacción del aire a un aspa de hélice en rotación. Cuando la hélice del avión gira a través del aire en el sentido de los punteros del reloj, mirando desde atrás, el aspa de la hélice fuerza el aire hacia atrás en un flujo que gira en forma de espiral también en el sentido de los punteros del reloj alrededor del fuselaje. Una porción de esta estela en espiral golpea el costado izquierdo del estabilizador vertical forzando la cola del avión hacia la derecha y la naríz hacia la izquierda, causando que el avión gire alrededor del eje vertical (Fig.1-23). La porción de la estela que pasa por debajo del fuselaje no está obstruída; por lo tanto, crea una resistencia diferente entre el flujo obstruído y el no obstruído, lo que causa la tendencia de virar hacia la izquierda.

Precesión Giroscópica. Esta teoría se basa en una de las propiedades giroscópicas que se aplican a cualquier objeto que gira en el espacio y aún a una hélice de avión rotando. Cuando se levanta o se baja la naríz del avión, o se desplaza hacia la izquierda o derecha, se aplica una fuerza deflectora a la hélice que gira, lo que resulta en una fuerza reactiva conocida como precesión. Precesión es la acción resultante o deflección de un rotor girando (hélice en nuestro caso) cuando se le aplica una fuerza en el plano de la rotación. La fuerza resultante se manifiesta 90º más adelante, en el sentido de la rotación, y en la misma dirección de la fuerza aplicada. (Fig-1-23)

Factor "P" o Carga Asimétrica de la Hélice. Los efectos del factor "P" o carga asimétrica de la hélice generalmente ocurren cuando se vuela el avión a grandes ángulos de ataque.

El aspa que se desplaza hacia abajo, que está al lado derecho del arco de la hélice, mirando desde atrás, tiene un gran ángulo de ataque, mayor acción y reacción, y por lo tanto, mayor tracción que el aspa que se desplaza hacia arriba por el lado izquierdo (Fig. 1-23). Esto resulta en una tendencia del avión a guiñar hacia la izquierda alrededor del eje vertical. Nuevamente, esto se hace más pronunciado cuando el motor está operando a alta potencia y el avión es volado a grandes ángulos de ataque.

Correcciones durante el Vuelo a las Tendencias a Virar o Torque. Dado que el avión es volado en vuelo crucero la mayoría del tiempo, los fabricantes de aviones los diseñan con ciertas correcciones incorporadas para contrarrestar la tendencia de virar hacia la izquierda o efecto de torque solamente durante el vuelo crucero recto y nivelado. Esta corrección elimina la necesidad de aplicar presión constante al timón.

Debido a que el efecto de torque es muy variable durante los ascensos y cambios de ángulo de ataque, es poco práctico considerar modificaciones incorporadas en el diseño, para corregirlo. Al piloto se le proporcionan otros medios, tales como el timón y aletas compensadoras, para contrarrestar el efecto de viraje durante condiciones que no sean las de vuelo recto y nivelado.

Muchos fabricantes "inclinan" algo el motor del avión, de manera que la línea de tracción apunte algo hacia la derecha. Esto contrarresta gran parte de la tendencia a virar hacia la izquierda durante diversas condiciones de vuelo. Otros fabricantes, al diseñar el avión, aumentan el ángulo de incidencia del ala izquierda, lo que aumenta el ángulo de ataque y por lo tanto, aumenta la sustentación de esa ala. El aumento de sustentación contrarresta la tendencia a virar hacia la izquierda en vuelo de crucero. Sin embargo, el aumento de

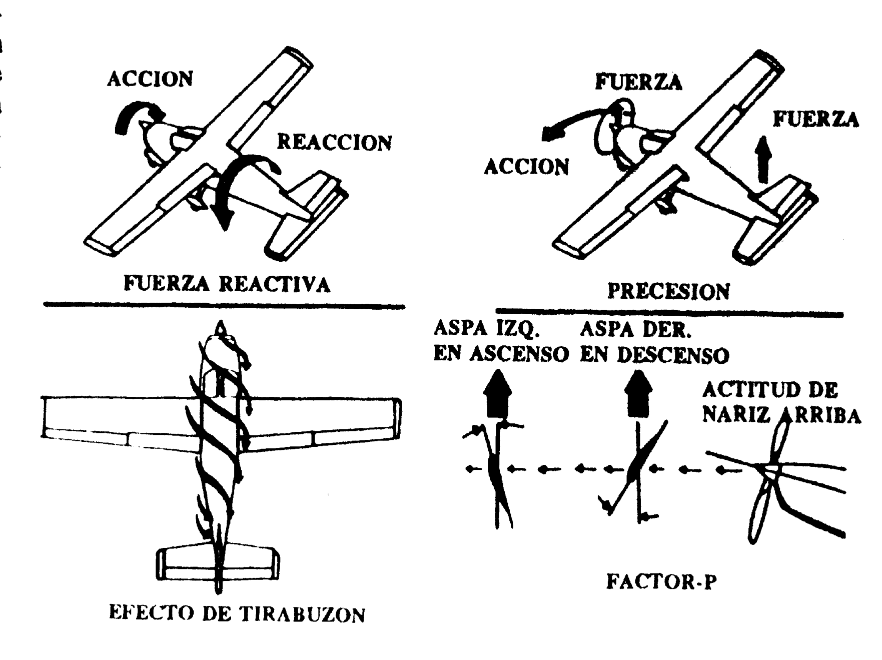


Figura 1-23. Factores que causan la tendencia a virar hacia la izquierda.

sustentación aumenta la resistencia del ala izquierda y para compensar ésto, se desplaza algo hacia la izquierda el estabilizador vertical.

Las correcciones del efecto de torque en condiciones de vuelo que no sean de crucero deben ser realizadas por el piloto. Esto se hace aplicando suficiente timón (pedal) para vencer la tendencia de virar hacia la izquierda. Por ejemplo, en un ascenso en la recta, es necesario ejercer presión derecha al timón para mantener el avión en el track (derrota) deseado.

Al pensar en "torque", se deben incluír cosas tales como fuerza reactiva, efecto de tirabuzón, precesión giroscópica y carga asimétrica de la hélice (factor "P"), como también cualquier otra fuerza inducida por la potencia que tienda a hacer virar el avión.

La práctica de la maniobra "Vuelo Lento" le permitirá a los alumnos pilotos comprender con claridad estos efectos.

Estabilidad del Avión

La estabilidad es la habilidad inherente de un cuerpo, después que se ha perturbado su equilibrio, de desarrollar momentos o fuerzas que tienden a retornar el cuerpo a su posición original. En otras palabras, un avión estable tenderá a retornar a la condición original de vuelo si es perturbado por una fuerza, tal como el aire turbulento. Esto significa que un avión estable es fácil de volar; sin embargo, esto no significa que un piloto pueda depender enteramente de la estabilidad para retornar el avión a su condición original. Aún en los aviones más estables, hay condiciones que requerirán del uso de los controles del avión para retornarlo a la actitud deseada. Sin embargo, un piloto encontrará que un avión bien diseñado requiere menos esfuerzo para controlarlo debido a la estabilidad inherente del avión.

La estabilidad se clasifica en tres tipos: (1) positiva, (2) neutra y (3) negativa.

La *estabilidad positiva* puede ser ilustrada mediante una bola dentro de un tazón (Fig.1 24). Si la bola es desplazada de su lugar de descanso original, ésta retornará a su posición en el fondo del tazón.

La *estabilidad neutra* puede ser ilustrada por una bola en un plano liso (Fig 1 24). Si se desplaza la bola, esta llegará a descansar en alguna posición nueva y neutra y no mostrará ninguna tendencia a volver a su posición original.

La *estabilidad negativa* es en efecto inestabilidad y puede ser ilustrada mediante una bola encima de un tazón invertido (Fig. 1 24). Aún el más mínimo desplazamiento de la bola activará fuerzas mayores que causarán que la bola continúe desplazándose en dirección a la fuerza aplicada. Es





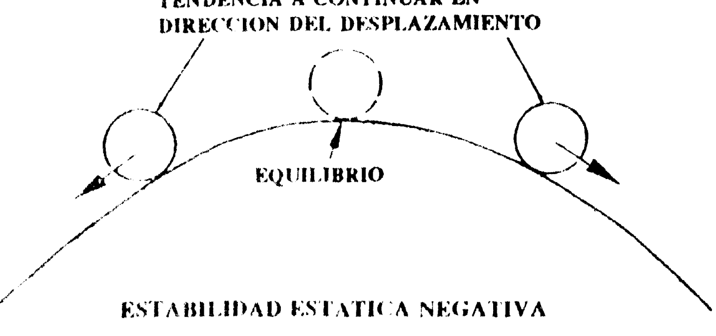


Figura 1 24. Estabilidad estática

obvio que los aviones deben exhibir estabilidad positiva, o quizás estabilidad neutra, pero jamás estabilidad negativa.

La estabilidad puede ser clasificada además como estática y/o dinámica.

Estabilidad estática significa que si el equilibrio del avión es perturbado, se activarán fuerzas que inicialmente tenderán a retornar al avión a su posición original. Sin embargo, estas fuerzas restauradoras pueden ser tan grandes que forzarán al avión más allá de la posición original y continuarán en esa dirección. (Fig. 1-25).

Por otro lado, la ***estabilidad dinámica*** es una propiedad que amortigua las oscilaciones establecidas por un avión estáticamente estable, permitiendo que las oscilaciones se tornen más y más pequeñas hasta que el avión finalmente se estabilice en su condición original de vuelo (Fig.1-25).

Por lo tanto, un avión debe poseer *estabilidad positiva*, la cual es de naturaleza *estática* y *dinámica*.

Antes de continuar con el tema de la estabilidad, hablaremos sobre los *ejes de rotación*, puesto que es allí donde tiene su efecto la estabilidad.

El avión tiene tres ejes de rotación alrededor de los cuales se efectúa el movimiento. Estos son (1) *eje lateral* - una línea imaginaria de punta a punta de las alas, (2) *eje longitudinal* - una línea imaginaria desde la naríz hasta la cola y (3) *eje vertical* - una línea imaginaria que se extiende verticalmente a través de la intersección de los ejes lateral y longitudinal.

El avión puede rotar alrededor de los tres ejes simultáneamente, o bien puede rotar alrededor de sólo un eje (Fig. 1-26). Conciba estos ejes como ejes imaginarios alrededor de los cuales gira el avión, igual como lo hace una rueda alrededor de ejes posicionados en estos tres planos. Los tres ejes se interceptan en el centro de gravedad y cada uno es perpendicular a los otros dos.

La rotación alrededor del eje lateral se llama *cabeceo* o *actitud* (pitch), y es controlada por los elevadores. Esta rotación es referida como control longitudinal o estabilidad longitudinal.

La rotación alrededor del eje longitudinal se llama *alabeo* o *inclinación* (roll), y es controlada por los alerones. Esta rotación es referida como control lateral o estabilidad lateral.

La rotación alrededor del eje vertical se llama *guiñada* (yaw) y es controlada por el timón de dirección. Esta rotación es referida como control direccional o estabilidad direccional.

La estabilidad del avión es entonces la combinación de fuerzas que actúan alrededor de estos tres ejes para mantener el cabeceo del avión en una actitud normal de vuelo nivelado con respecto al horizonte, las alas niveladas y la naríz del avión direccionalmente recta a lo largo de la trayectoria de

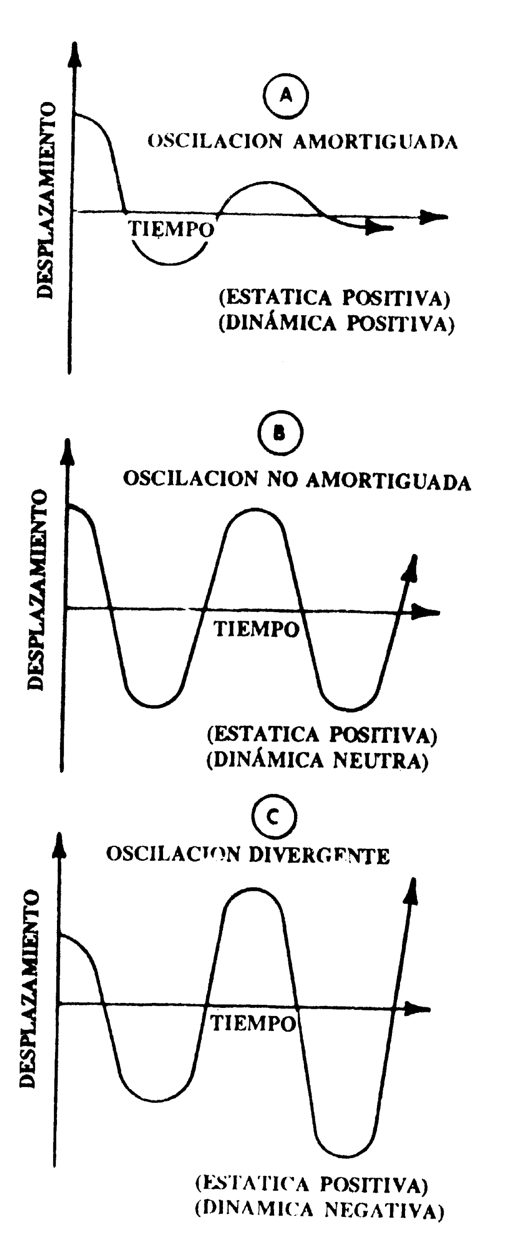
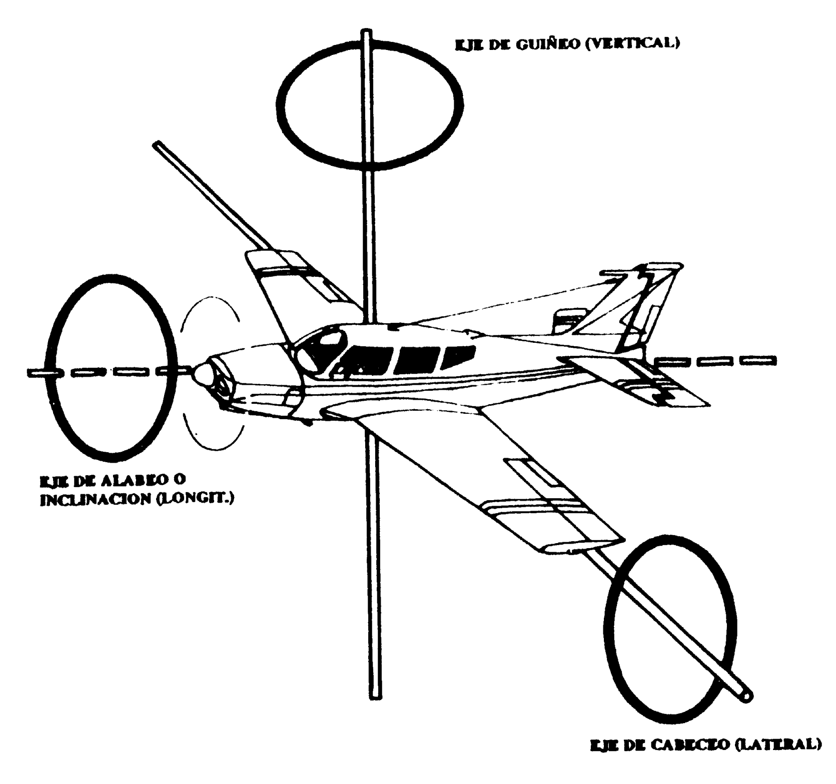


Figura 1-25. Relación entre oscilación y estabilidad



Fgura 1-26. Ejes de rotación.


vuelo deseada.

Estabilidad Longitudinal Alrededor del Eje Lateral. La estabilidad longitudinal es importante para el piloto porque determina en gran parte las características de cabeceo o actitud del avión, particularmente porque esto tiene relación con las características de stall. Sería poco seguro y cómodo para el piloto si un avión exhibiera en forma contínua una tendencia al stall o bien a la picada, cuando la atención del piloto se desvíe por alguna razón. Si se le diseña correctamente, el avión no exhibirá estas tendencias inestables siempre que sea estibado de acuerdo a las recomendaciones del fabricante. (Tablas de Peso y Balance).

Centro Aerodinámico y Centro de Presión: Se define como "centro aerodinámico" (CA), el punto sobre la cuerda del ala, donde efectivamente ocurren todas las variaciones de la sustentación. Otra característica del CA es que el momento de actitud o longitudinal del ala en torno a este punto es constante para todo ángulo de ataque.

Este punto se ubica a un 25% de la cuerda, desde el borde de ataque.

Se define como "centro de presion" (CP), al punto sobre la cuerda del ala, donde la sustentación distribuida en el ala, resulta efectivamente concentrada.

En otras palabras, el CP es el punto de aplicación de la resultante de todas las fuerzas que afectan el ala. El CP se desplaza hacia adelante, hacia el CA, a medida que se aumenta el ángulo de ataque.

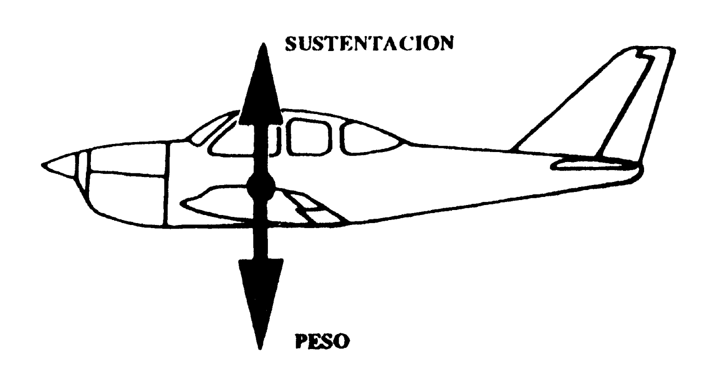
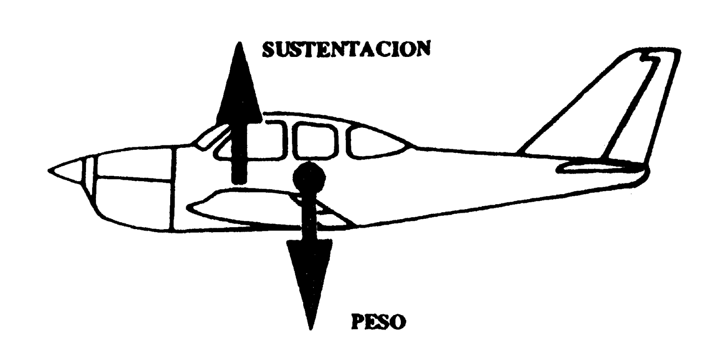


Figura 1-27. Estabilidad neutra.



Fgura 1-28. Estabilidad negativa.

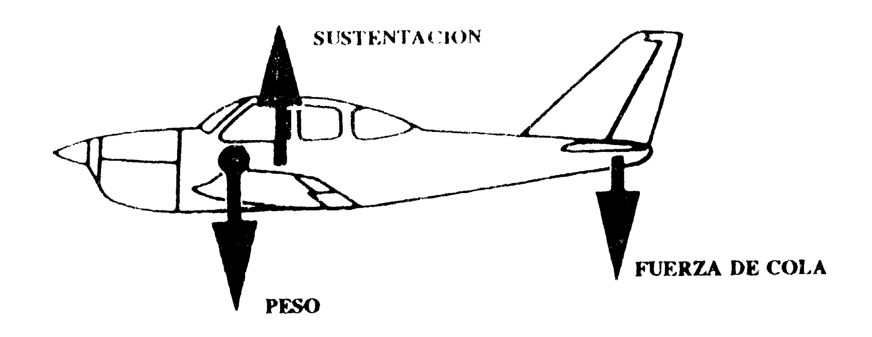


Figura 1-29. Estabilidad positiva.

La ubicación del centro de gravedad (CG) con respecto al centro de presión (CP) determina en gran parte la estabilidad longitudinal del avión.

La Figura 1-27 ilustra la estabilidad longitudinal neutra. Obsérvese que el centro de presión está directamente sobre el centro de gravedad o peso. Un avión con estabilidad neutra no produce momentos de cabeceo inherentes alrededor del centro de gravedad.

La Figura 1-28 ilustra el centro de presión por delante del centro de gravedad.Este avión exhibiría una estabilidad negativa y un momento de cabeceo hacia arriba durante el vuelo. Si se perturba la actitud, el momento de cabeceo hacia arriba y abajo tendería a aumentar en magnitud. Puede ocurrir esta condición, especialmente si el avión es estibado de manera que el centro de gravedad quede detrás del límite permitido.

La Figura 1-29 muestra un avión con el centro de presión detrás del centro de gravedad. Nuevamente, esto produce una estabilidad negativa. Alguna fuerza debe equilibrar la fuerza hacia abajo del peso. Esto se logra diseñando el avión de manera tal que el aire que fluye hacia abajo detrás del borde de fuga del ala golpee la superficie superior del estabilizador horizontal (excepto en colas en T). Esto crea una fuerza de cola hacia abajo para contrarrestar la tendencia de cabeceo hacia abajo y proporciona estabilidad positiva.

Para mayor explicación, si la naríz se inclina hacia abajo y se suelta el control, aumentará la velocidad . Esto a su vez, aumentará la corriente descendente sobre el estabilizador horizontal de la cola, forzando la naríz hacia arriba (excepto en colas en T). A la inversa, si la naríz es inclinada hacia arriba y se suelta el control, disminuirá la velocidad, disminuyendo así la corriente descendente sobre el estabilizador horizontal. Esto permite que la naríz se incline hacia abajo. Hay solamente una sola velocidad para cada ángulo de ataque y por lo tanto, después de varias oscilaciones de cabeceo, el avión tiende a estabilizarse a la velocidad (ángulo de ataque) para el cual ha sido compensado.

El concepto anterior es de importancia primordial para el piloto. Erróneamente es común concebir estabilidad longitudinal como la estabilidad de un avión con respecto al horizonte. Esta sería una característica indeseable en un avión. Tenga siempre presente que la estabilidad longitudianal es solamente con respecto a la velocidad (ángulo de ataque).

La explicación anterior de estabilidad longitudinal necesita ser clarificada, porque durante ciertas maniobras de vuelo el avión no está "buscando velocidad" del todo, sino "buscando el ángulo de ataque". Esto se puede demostrar poniendo el avión en un planeo sin potencia y estabilizado para una velocidad específica. Entonces, si se aplica súbitamente potencia, el avión levantará la naríz y finalmente asumirá una actitud que resulta en una velocidad considerablemente menor que aquella de planeo sin potencia. Esto se debe a las fuerzas adicionales desarrolladas por las corrientes de aire de la hélice sobre el estabilizador horizontal (excepto en colas en T) y al hecho de que el avión es estable solamente en relación al flujo de aire, o al viento relativo. En otras palabras, un avión estable no compromete su actitud con respecto al terreno o al horizonte, sino que con el viento relativo. Siempre tenderá a mantenerse alineado con el viento relativo.

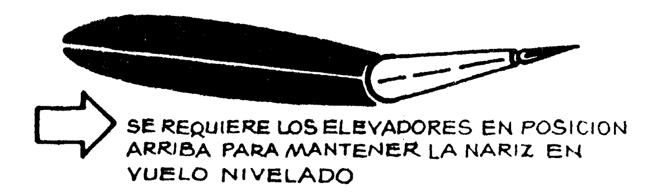
Control Longitudinal (Cabeceo o Actitud) Alrededor del Eje Lateral. En la discusión previa el concepto de una sola velocidad o ángulo de ataque fue usado para explicar cómo se lograba la estabilidad longitudinal. Es importante para el piloto saber que el avión es estable a diversas velocidades o ángulos de ataque, no solamente a uno. Los controles que permiten al piloto salirse del concepto de una sola velocidad o ángulo de ataque o los controles usados para dar al piloto control longitudinal alrededor del eje lateral son los elevadores (Fig. 1-30) y la aleta de compensación del elevador (Fig. 1-31).

La función del control del elevador es de proporcionar un medio por el cual puede ser cambiado el ángulo de ataque del ala.

En la mayoría de los aviones los elevadores son superficies de control móviles abisagradas al estabilizador horizontal y unidas a la columna de control en la cabina por medio de conexión mecánica. Esto permite que el piloto cambie el ángulo de ataque de todo el estabilizador horizontal.

El estabilizador horizontal tiene normalmente un ángulo de ataque negativo para proporcionar una fuerza hacia abajo, más bien que una fuerza de levante. Si el piloto aplica presión hacia atrás al control, se levanta el elevador, aumentando el ángulo de ataque negativo del estabilizador horizontal y





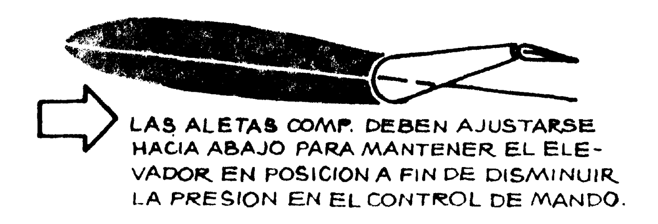


Figura 1-31. Efecto de la aleta compensadora.

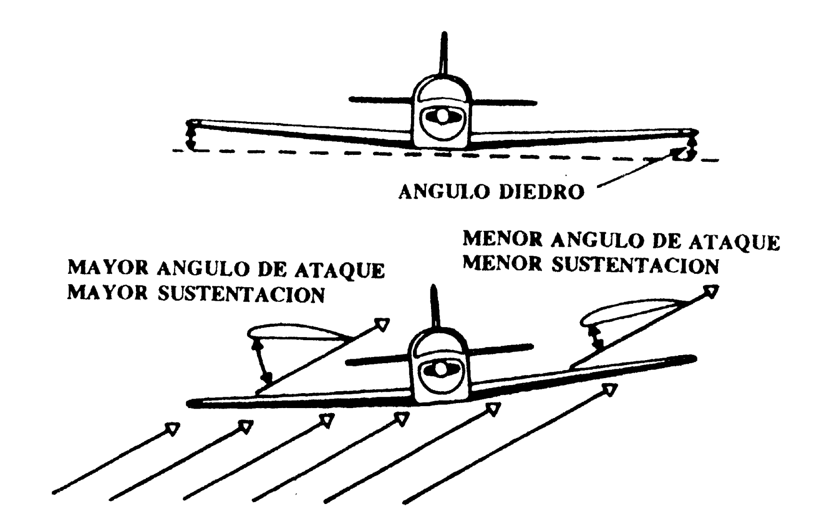


Figura 1-32. Efecto del ángulo diedro.

el ángulo de ataque entre el ala más alta y la más baja, teniendo mayor ángulo de ataque el ala más baja. Este aumento en el ángulo de ataque produce un aumento de sustentación, con una tendencia a retornar el avión al vuelo con alas niveladas. Observe la dirección del viento relativo durante un deslizamiento mediante las flechas en la Fig.1-32.

Angulo Flecha es el ángulo formado por la línea que une todas las cuerdas del ala, en los puntos equidistantes del borde de ataque en el 25% de la longitud de cada cuerda y la perpendicular al eje de simetría del avión. (Fig. 1-33)

El efecto del ángulo flecha para producir estabilidad lateral es similar a aquel del diedro, pero no tan pronunciado. Si un ala baja en un deslizamiento aumenta el ángulo de ataque en el ala que desciende, produciendo mayor sustentación. Esto resulta en una tendencia a subir del ala baja y de retornar el avión al vuelo nivelado. El ángulo flecha aumenta el efecto del diedro para lograr estabilidad lateral.

Otra razón del ángulo flecha es la de colocar más atrás el centro de presión , afectando más la estabilidad longitudinal que la estabilidad lateral.

El ***Efecto de Veleta*** depende de la acción del viento relativo sobre la superficie lateral del fuselaje del avión. En un derrape o deslizamiento pe-

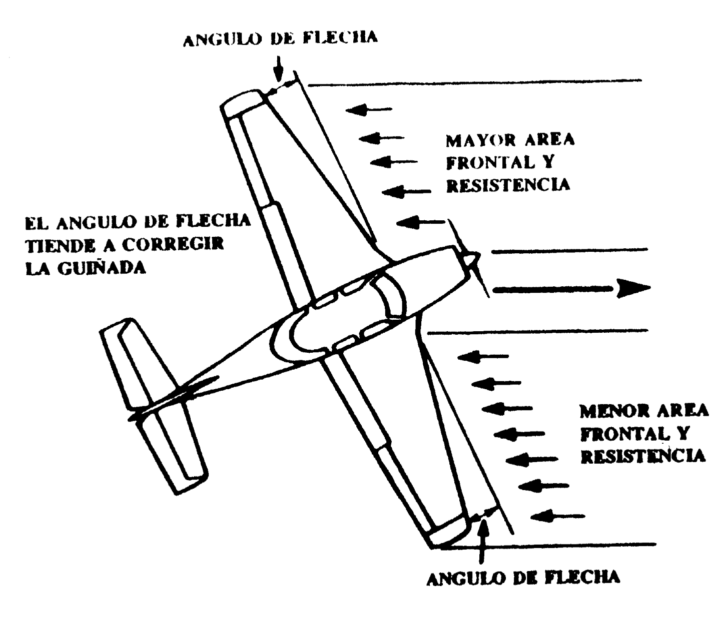


Figura 1-33. Efecto del ángulo flecha.

queño, el fuselaje proporciona un área ancha sobre la cual golpeará el viento relativo, forzando el fuselaje a quedar paralelo al viento relativo. Esto ayuda a producir estabilidad lateral (Fig. 1-34).

Control Lateral (Alabeo) Alrededor del Eje Longitudinal. Se obtiene el control lateral por medio del uso de alerones y en algunos aviones, con las aletas compensadoras de los alerones. Los alerones son superficies móviles abisagradas al borde de fuga de las alas y unidas a la columna de control de la cabina mediante una conexión mecánica.

El desplazamiento de la rueda de control o bastón de mando hacia la derecha, eleva el alerón del ala derecha y baja el alerón del ala izquierda. El desplazamiento de la rueda de control o bastón de mando hacia la izquierda invierte esto y eleva el alerón del ala izquierda y baja el alerón del ala derecha. Cuando se baja un alerón, aumentará el ángulo de ataque de esa ala, lo que aumenta la sustentación. Esto permite hacer alabear el avión alrededor del eje longitudianl (Fig. 1-35).

Muchos aviones están equipados con una aleta compensadora en el alerón, la cual es una pequeña pieza móvil del alerón que está abisagrada al

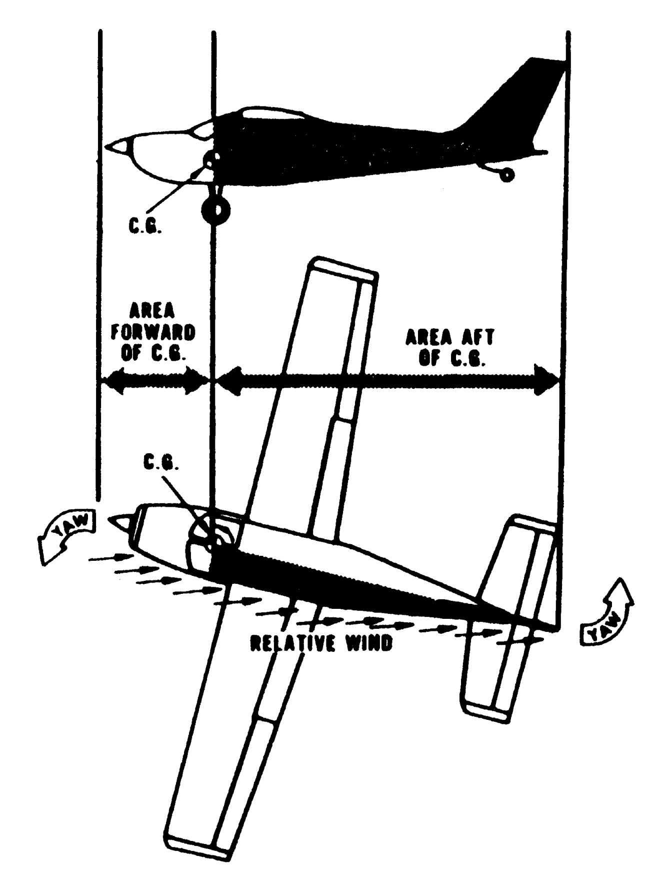


Figura 1-34. Efecto de veleta.

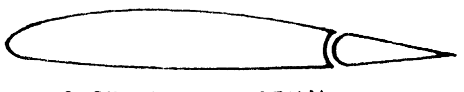
borde de fuga del alerón principal. Estas aletas de compensación pueden ser movidas independientemente de los alerones. Las aletas compensadoras de los alerones funcionan en forma similar a las aletas compensadoras de los elevadores. El desplazamiento de las aletas compensadoras produce un efecto en el alerón, el cual a su vez afecta a todo el avión. Si la aleta compensadora es deflectada hacia arriba, el alerón es deflectado hacia abajo, aumentando el ángulo de ataque en esa ala, resultando en mayor sustentación . Lo contrario es cierto si se deflecta la aleta compensadora hacia abajo.

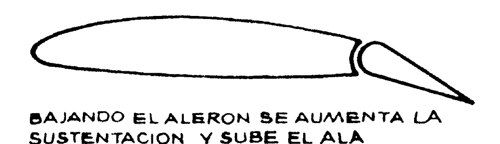
Estabilidad Lateral o Inestabilidad en el Viraje. Debido a la estabilidad la-

teral, la mayoría de los aviones tenderán a recobrarse automáticamente de pequeñas inclinaciones alares o alabeos. Sin embargo, a medida que se aumenta la inclinación alar, el ala por fuera del viraje se desplazará más rápidamente que el ala por dentro del viraje. El aumento de velocidad aumenta la sustentación del ala de afuera, causando un momento de alabeo desestabilizador o una tendencia de inclinación excesiva. El ángulo de inclinación alar continuará aumentando cada vez más a menos que el piloto aplique una pequeña presión a la columna de control para contrarrestar esta tendencia. La tendencia de inclinación alar se torna más significativa cuando el ángulo de inclinación llega a 30º o más.

Durante un viraje de inclinación alar mediana (un ángulo de inclinación alar entre un viraje suave y uno escarpado), un avión tiende a mantener constante su inclinación alar y requiere menos corrección de parte del piloto. Esto se debe a que los momentos que producen la estabilidad lateral casi se anulan con los momentos desestabilizadores producidas por la inclinación alar. Un piloto puede descubrir estas diversas tendencias de inclinación alar por medio de la experimentación.

Estabilidad Direccional Alrededor del Eje Vertical (Guiñada). La estabilidad direccional se desarrolla alrededor del eje vertical y depende en gran





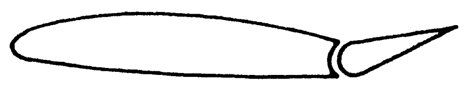




Figura 1-35. Efecto de los alerones.

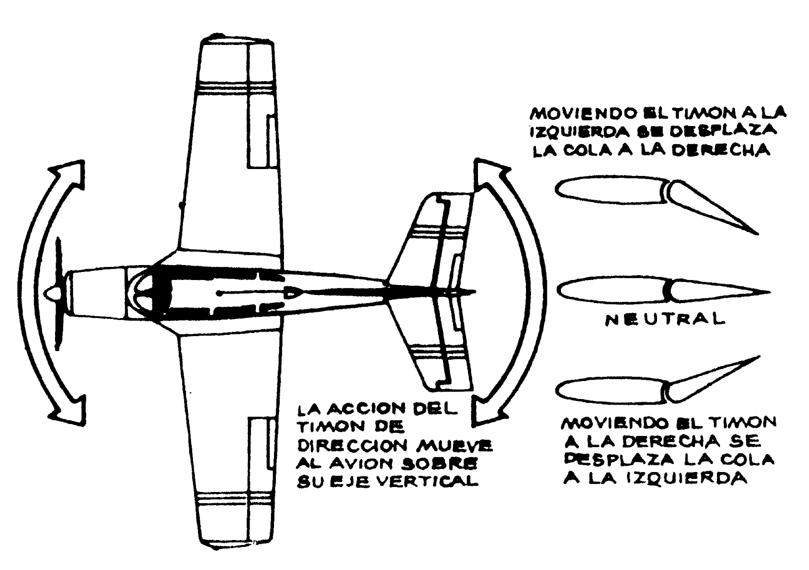


Figura 1-36. Efecto del timón.

parte del grado de estabilidad lateral. Si el eje longitudinal de un avión tiende a seguir y estar paralelo a la trayectoria de vuelo del avión a través del aire, sea en vuelo recto o en viraje, ese avión es considerado como direccionalmente estable.

La estabilidad direccional se logra colocando un estabilizador vertical o aleta hacia atrás del centro de gravedad en la porción superior de la sección de cola. La superficie de esta aleta actúa en forma similar a una veleta y causa que el avión se oriente hacia el *viento relativo*. Si el avión es movido fuera de su trayectoria de vuelo, sea por la acción del piloto o la turbulencia, durante un vuelo recto o en viraje, el viento relativo ejercerá una fuerza sobre un costado del estabilizador vertical y retornará el avión a su dirección de vuelo original.

El ángulo flecha ayuda a la estabilidad direccional. Si el avión es rotado sobre su eje vertical, el avión será forzado de costado hacia el viento relativo. Debido al ángulo flecha, el ala que se adelanta presenta más área frontal al viento relativo que el ala que se retrasa. Este aumento del área frontal crea más resistencia, lo que tiende a forzar el avión a retornar a su dirección de vuelo original (Fig.1-33). Los efectos combinados del estabilizador vertical (aleta) y del ángulo flecha pueden ser comparados con las plumas de una saeta. Sería difícil imaginar una flecha desplazándose de costado por el aire a cualquier régimen de velocidad apreciable.

Control Direccional Alrededor del Eje Vertical (Guiñada). El control direccional del avión se obtiene mediante el uso del timón. El timón es una superficie móvil abisagrada al borde de fuga del estabilizador vertical y unido a los pedales de timón en la cabina por conexión mecánica. Al oprimir el pedal de timón derecho, el timón es deflectado hacia la derecha, lo que causa que el viento relativo deflecte la cola hacia la izquierda y la naríz hacia la derecha. Si se aplica presión de timón izquierda, ocurre la acción contraria y la naríz es deflectada hacia la izquierda (Fig. 1-36). Se debe comprender que el propósito del timón durante el vuelo es de controlar las guiñadas y no para virar el avión.

Algunos aviones están equipados con una aleta compensadora del timón, la cual reacciona sobre el timón de manera similar a la aleta compensadora del alerón sobre el alerón y la aleta compensadora del elevador sobre el elevador.

La capacidad o magnitud de control que tiene el piloto sobre el avión, depende de la velocidad a la cual el flujo de aire golpea contra las superficies de control. La estabilidad efectiva del avión depende también de la velocidad del avión a través del aire. Mientras mayor sea la velocidad, mayor será el efecto de la estabilidad como fuerza restauradora.

Carga y Factores de Carga

Un avión es diseñado y certificado para un cierto peso máximo durante el vuelo. Este peso es conocido como el peso bruto máximo certificado. Es importante que antes de un vuelo el avión sea cargado dentro de los límites de carga especificados por el fabricante; ya que ciertas maniobras de vuelo impondrán una carga o fuerza adicional sobre la estructura del avión, lo cual puede, sobre todo si el avión está sobrecargado, producir esfuerzos que excederán las capacidades de diseño del avión. La sobrecarga dél avión puede ocurrir también si el piloto realiza maniobras que crean altos factores de carga, independiente de cómo se cargue el avión. Estas maniobras no solo aumentan la carga que debe soportar la estructura del avión, sino que aumentan también la velocidad de stall del avión.

Lo siguiente explicará cómo se impone una carga adicional sobre el avión en vuelo.

Durante el vuelo, las alas de un avión soportarán el peso bruto máximo permitido del avión. Siempre que el avión se desplace a un régimen de velocidad constante y en línea recta, la carga impuesta sobre las alas permanecerá constante.

Un cambio de velocidad durante un vuelo recto no producirá ningún cambio apreciable en la carga, pero cuando se efectúa un cambio en la trayectoria de vuelo de un avión, se impone una carga adicional sobre la estructura del avión. Esto es particularmente cierto si se efectúa un cambio de dirección a altas velocidades mediante movimientos rápidos y forzados de los controles.

De acuerdo a ciertas leyes de la física, una masa (avión en este caso) continuará desplazándose en línea recta al menos que intervenga alguna fuerza, causando que la masa (avión) asuma una trayectoria curva. Durante el tiempo en que el avión está en una trayectoria de vuelo en curva, éste todavía trata, debido a la inercia, de forzarse a si mismo a seguir el vuelo recto. Esta tendencia de seguir el vuelo recto durante un viraje, genera una fuerza conocida como fuerza centrífuga, la cual actúa hacia la parte exterior de la curva.

Mientras el avión vuele en trayectoria de vuelo curva con una carga positiva, la carga que deben soportar las alas será igual al peso del avión más la carga impuesta por fuerza centrífuga. Se generan cargas positivas cuando se aplica presión hacia atrás al control del elevador, causando que la fuerza centrífuga actúe en la misma dirección que la fuerza del peso. Una carga negativa ocurre cuando se aplica presión hacia adelante al control del elevador, causando que la fuerza centrífuga actúe en una dirección opuesta a aquella de la fuerza del peso.

El vuelo en viraje produce una carga positiva como resultado del aumento del ángulo de ataque (y en consecuencia, la sustentación). Un aumento en la sustentacion siempre aumenta la carga positiva impuesta sobre las alas. Sin embargo, aumenta la carga solamente en el momento en que aumenta el ángulo de ataque. Una vez establecido el ángulo de ataque, la carga permanece constante. Las cargas impuestas sobre las alas en vuelo se denominan **factor de carga (n)** y se define como:

$$\text{Factor de Carga } n = \frac{1}{\cos \text{Ø}}$$

donde Ø = ángulo de inclinación alar

Ejemplo: Viraje de 60º de inclinación alar

$$n = \frac{1}{\cos 60^{\circ}}$$

$$n = \frac{1}{0{,}5}$$

$$n = 2$$

Factor de carga (n) es la razón entre la carga total soportada por el ala del avión y su peso y contenido; es decir, la carga real soportada por las alas dividida por el peso total del avión.

Por ejemplo, si un avión tiene un peso bruto de 2.000 lbs. y durante el vuelo está sujeto a fuerzas aerodinámicas que aumentan a 4.000 lbs. la carga total que debe soportar el ala, el factor de carga será 2,0 (4.000/2.000 =2). En este ejemplo, el ala del avión está produciendo una "sustentación" que es igual al doble del peso bruto del avión.

Otra manera de expresar el factor de carga es la razón entre una carga dada y la atracción de la gravedad; es decir, referirse a un factor de carga de tres, como "3 G", donde "G" se refiere a la atracción de la gravedad. En este caso el peso del avión es igual a "1 G" y si se impone sobre el ala una carga de tres veces el peso actual del avión debido al vuelo en curva, el factor de carga sería igual a "3 G".

Factores de Carga y Diseño del Avión. Para ser certificado por la Administración Federal de Aviación (FAA), la resistencia estructural (Factor de Carga) de los aviones debe cumplir con las normas estándar establecidas en los Reglametos de la Administración Federal de Aviación.

Todos los aviones son diseñados para cumplir con ciertos requerimientos de resistencia estructural dependiendo del uso que se intenta darles. La clasificación de los aviones según su resistencia estructural y uso operacional se conoce como el "*Sistema de Categorías*".

La categoría de cada avión puede ser identificada fácilmente mediante una placa en la cabina o un documento (Certificado de Aeronavegabilidad), el cual especifica las categorías operacionales para las cuales está certificado ese avión.

La categoría, maniobras permitidas, y los factores de carga máximos seguros (factores límites de carga) especificados para esos aviones son los siguientes.

Categoría	*Maniobras Permitidas*	*Factor Límite de Carga*
Normal	1.- Cualquier maniobra relacionada con un vuelo normal	3,8
	2.- Stall (excepto stall acelerado)	
	3.- Ochos flojos, chandelas y virajes escarpados en los cuales el ángulo de inclinación no supere los 60º.	
Utilitario	1.- Todas las operaciones en la categoría normal.	4,4
	2.- Barrenas o spin (si son aprobados para ese avión).	
	3.- Ochos flojos, chandelas y virajes escarpados en los cuales el ángulo de inclinación es mayor a 60º.	
Acrobático	Sin restricciones excepto aquellas demostradas como necesarias del resultado de las pruebas de vuelo exigidas.	6,0

En esta clasificación se observa un aumento en el factor de carga límite junto con un aumento en la severidad de las maniobras permitidas. Los aviones pequeños pueden ser certificados en más de una categoría si se satisfacen los requerimientos para más de una categoría.

Este sistema proporciona un medio para que el piloto determine cuáles maniobras pueden ser efectuadas en un avión dado sin exceder el límite del factor de carga. Se previene a los pilotos para que siempre operen el avión dentro del límite del factor de carga para el cual ha sido diseñado, para así realzar la seguridad y al mismo tiempo beneficiarse del uso para el cual el avión fué diseñado.

Efecto de los Virajes sobre el Factor de Carga. Un viraje se efectúa inclinando el avión de modo que la sustentación producida por las alas saque al avión de su trayectoria de vuelo recto. En un viraje coordinado de altitud constante, el factor de carga (carga resultante), es el resultado de dos fuerzas: (1) la atracción de la gravedad, y (2) la fuerza centrífuga (Fig. 1-37).

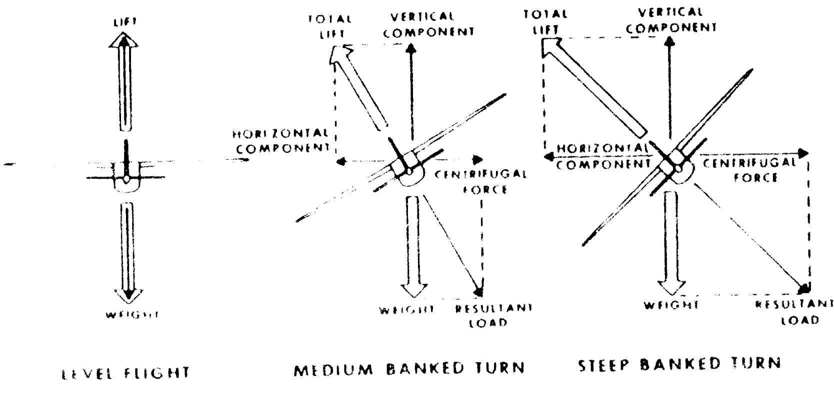


Figura 1-37. Fuerzas que actúan sobre un avión en una inclinación lateral.

No está dentro del alcance de este manual la discusión de las matemáticas del viraje. Sin embargo, en cualquier avión, a la misma velocidad, si se mantiene una altitud constante durante el viraje, el factor de carga para una inclinación alar dada es el mismo.

Para cualquier ángulo de inclinación dado, la razón de viraje varía con la velocidad. En otras palabras, si se mantiene constante el ángulo de inclinación y se aumenta la velocidad, disminuirá la razón de viraje (menos grados por segundo); o si se disminuye la velocidad, aumentará la razón de viraje. Debido a ésto, no hay cambio en la fuerza centrífuga para una inclinación dada. Por lo tanto, el factor de carga permanece igual para una inclinación alar dada.

Las Figuras 1-38 y 1-39 muestran un hecho importante respecto al factor de carga en el viraje. El factor de carga aumenta rápidamente una vez que al ángulo de inclinación lateral llega a 50º. El ala debe producir una sustentación igual a este factor de carga si se ha de mantener la altitud.

También se debe observar cuán rápidamente aumenta el factor de carga a medida que el ángulo de inclinación lateral se aproxima a 90º. El viraje a inclinación lateral de 90º a altitud constante no es matemáticamente posible. Un avión puede ser inclinado hasta 90º, pero es imposible un viraje coordinado continuado a esta inclinación lateral sin perder altitud.

A un ángulo de inclinación de algo más de 80º, el factor de carga excede de 6, que es el factor de carga límite de un avión acrobático.

La inclinación máxima aproximada para aviones livianos convencionales es de 60º, lo que produce un factor de carga de 2. Esta inclinación lateral llega al límite para un avión de categoría normal. Una inclinación lateral adicional de 10º aumentará el factor de carga en aproximadamente 1 G (Fig. 1-39), llevándolo peligrosamente cerca del punto al cual pueden ocurrir daños estructurales o fallas totales en estos aviones.

Efecto del Factor de Carga sobre la Velocidad de Stall. Cualquier avión, dentro de los límites de su estructura y la fuerza del piloto, puede ser llevado a un stall a cualquier velocidad. A una velocidad dada, el factor de carga aumenta a medida que aumenta el ángulo de ataque y el ala entra en stall cuando el ángulo de ataque ha sido aumentado hasta cierto límite. Por lo tanto, existe una relación directa entre el factor de carga impuesto sobre el ala y sus características de stall.

Cuando se llega a un ángulo de ataque suficientemente alto, el flujo laminar suave de aire sobre un perfil aerodinámico se interrumpe y se destruye, produciendo un cambio abrupto de características y la pérdida de sustentación que se define como un stall (separación de la capa límite).

Una regla para determinar la velocidad a la cual entrará en stall un ala es que ella aumenta en proporción directa a la raíz cuadrada del factor de carga. En otras palabras, sabemos que el factor de carga producido en un viraje inclinado de 75º es de 4 (Fig. 1-39). Aplicando la regla, la raíz cuadrada de 4 es 2. Esto significa que un avión con una velocidad de stall normal sin acelerar de 50 nudos puede hacerse entrar en stall al doble de esa velocidad o sea a 100 nudos, al inducir un factor de carga de 4.

$$V_{sv} = V_s \sqrt{n}$$

Vsv = Velocidad de stall en viraje
Vs = Velocidad de stall
n = Factor de carga

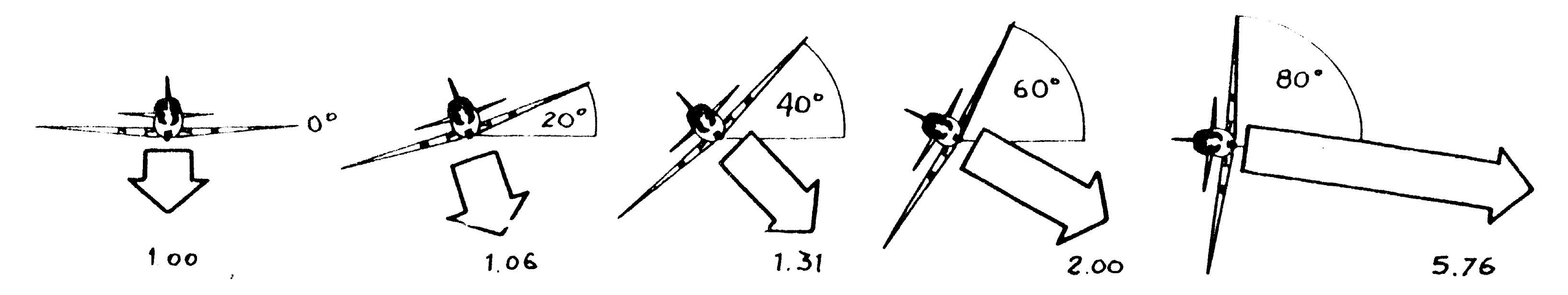


Figura 1-38. La carga soportada por las alas aumenta a medida que aumenta el ángulo de inclinación lateral. El aumento se muestra mediante las longitudes relativas de las flechas blancas. Las cifras debajo de las flechas indican el aumento en el factor de carga. Por ejemplo, el factor de carga durante una inclinación lateral de 60º es 2,00; y la carga soportada por las alas es el doble del peso del avión en vuelo nivelado.

Si el avión fuese capaz de soportar un factor de carga de 9, este avión podría hacerse entrar en stall a una velocidad de 150 nudos. Dado que el factor de carga se eleva al cuadrado a medida que se duplica la velocidad de stall, se pueden imponer tremendas cargas sobre las estructuras al hacer entrar en stall un avión a velocidades relativamente altas.

Un avión que tiene una velocidad de stall normal (sin acelerar) de 50 nudos quedará sujeto a un factor de carga de " 4 G "cuando se le fuerze a un stall acelerado a 100 nudos. Como se puede ver por este ejemplo, es fácil imponer una carga más allá de la resistencia de diseño del avión convencional.

La referencia al gráfico de la Figura 1-40 mostrará que al inclinar lateralmente un avión justo por sobre los 75º en un viraje escarpado, se aumenta la velocidad de stall en 100%. Si la velocidad de stall normal (sin acelerar) es de 45 nudos , el piloto debe mantener la velocidad por arriba de los 90 nudos en una inclinación lateral de 75º para evitar entrar súbitamente en un stall violento con potencia. Este mismo efecto tendrá lugar en una recuperación rápida de una picada o en una maniobra que produzca factores de carga por sobre " 1 G". Han habido accidentes como resultado de pérdidas de control repentinas y no esperadas, en particular en un viraje cerrado cerca del suelo (viarje de base a final).

La velocidad máxima a la cual un avión puede ser entrado en stall con seguridad, sin exceder el factor de carga, es la *velocidad de maniobra* de diseño. La velocidad de maniobra de diseño es un punto de referencia valioso para el piloto. Cuando se opera por debajo de esta velocidad, no se puede producir una carga dañina positiva en vuelo porque el avión debería entrar en stall antes que la carga se torne excesiva. Cualquier combinación de uso de los controles de vuelo, incluyendo la deflexión total de los controles, o cargas por ráfagas creadas por la turbulencia de aire no deben crear una carga excesiva si el avión es operado por debajo de la velocidad de maniobra. (Sin embargo, se debe advertir a los pilotos que ciertas cizalladuras o cortantes de viento o ráfagas, pueden causar cargas excesivas aún a velocidades bajo la velocidad de maniobra).

La velocidad de maniobra (Va) se encuentra indicada en el Manual de Operación para el Piloto o en una placa dentro de la cabina. Se puede determinar multiplicando la velocidad de stall normal (sin aceleración) por la raíz cuadrada del factor de carga límite.

$$Va = Vs \sqrt{n}\ límite$$

Va = Velocidad de Maniobra
Vs = Velocidad de Stall

Ejemplo: Avión con Vs = 50 nudos (Categoría Normal)

$Va = 50 \times \sqrt{3,8}$
$Va = 50 \times 1,949$
Va = 97 nudos

NOTA: El cálculo debe efectuarse con la Velocidad Aérea Calibrada (CAS).

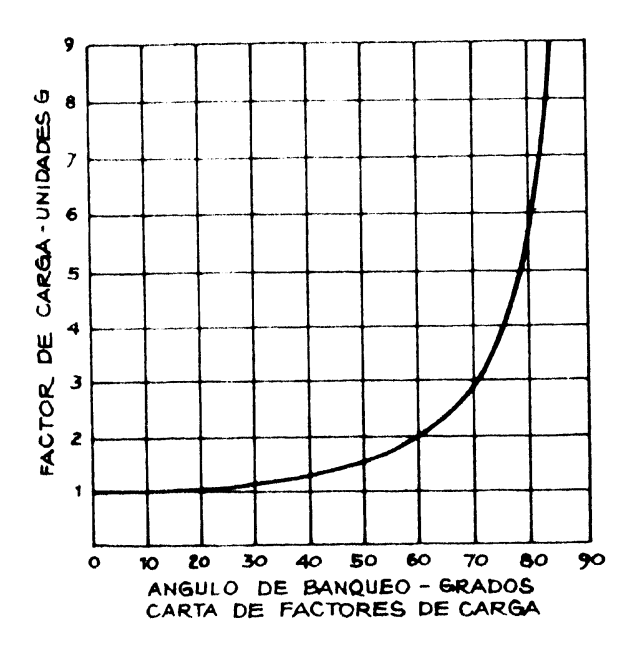


Figura 1-39. Cuadro de factor de carga.

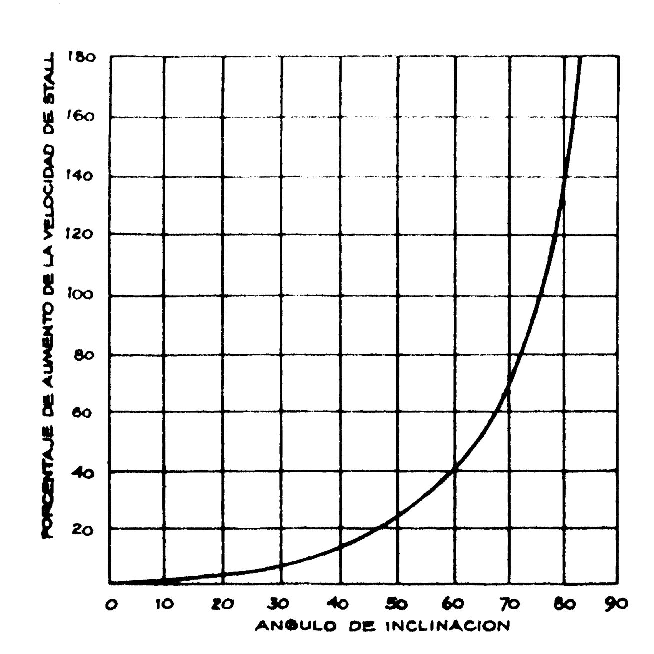


Figura 1-40. Cuadro de velocidad de stall.

El conocimiento de esto debe ser aplicado bajo dos puntos de vista por un piloto competente: (1) el peligro de inadvertidamente hacer entrar en stall el avión al aumentar el factor de carga, tal como en un viraje escarpado o en un espiral; y (2) que entrar intencionalmente en stall por sobre la velocidad de maniobra impone un factor de carga tremendo sobre la estructura.

Efecto de la Velocidad sobre el Factor de Carga. La cantidad de carga excesiva que puede imponerse sobre el ala depende de la velocidad a la que está volando el avión. A velocidades bajas, la fuerza de sustentación máxima disponible del ala es solamente algo mayor que la necesaria para soportar el peso del avión. En consecuencia, el factor de carga no debe tornarse excesivo aún si los controles son movidos abruptamente o si el avión se encuentra con ráfagas severas, como se dijo anteriormente. La razón de ésto es que el avión entrará en stall antes que se torne excesiva la carga. Sin embargo, a velocidades altas, la capacidad de sustentación del ala es tan grande que un movimiento súbito de los controles del elevador o una ráfaga fuerte pueden aumentar el factor de carga más allá de los límites seguros. Debido a esta relación entre velocidad y seguridad, se han establecido ciertas velocidades "máximas". Cada avión es restringido a la velocidad a la cual puede ejecutar maniobras en forma segura, soportar la aplicación abrupta de los controles, o volar en aire turbulento. Esta velocidad es indicada como *velocidad de maniobra*, que fue tratada anteriormente.

En resumen, a velocidades por debajo de la velocidad de maniobra, el avión debería entrar en stall antes que se torne excesivo el factor de carga. A velocidades por encima de la velocidad de maniobra, el factor de carga límite para el cual ha sido diseñado un avión, puede ser excedido mediante una aplicación abrupta o excesiva de los controles, o por turbulencias fuertes.

Efecto de las Maniobras de Vuelo sobre el Factor de Carga. Los factores de carga se aplican a todas las maniobras de vuelo. Siempre está presente un factor de carga de "1 G" en el vuelo recto y nivelado y sin acelerar, pero se sabe que ciertas maniobras inducen factores de carga relativamente altos.

Virajes. Como se dijo anteriormente, el aumento de los factores de carga es

una característica de los virajes. Los factores de carga pueden tornarse significativos tanto para la performance como para los esfuerzos sobre la estructura del ala a medida que la inclinación lateral aumenta más allá de aproximadamente 45º.

Stall. Como fué explicado anteriormente, stall es una pérdida abrupta de sustentación (efecto) como consecuencia de imponer al avión un excesivo ángulo de ataque (causa). Cuando se realiza un stall normal al que se entra desde un vuelo recto y nivelado o desde un ascenso sin acelerar, no se producen factores de carga mayores al de "1 G" (de vuelo recto y nivelado). Sin embargo, a medida que ocurre el stall, este factor de carga puede reducirse hasta cero, factor al cual nada parece tener peso y el piloto tiene la sensación de "flotar libre en el espacio". Cuando se efectúa la recuperación llevando hacia adelante el control del elevador, se crea una carga negativa, la cual levanta al piloto de su asiento. Esta es una carga negativa del ala y generalmente es tan pequeña que tiene poco efecto sobre la estructura del avión. Sin embargo, se debe advertir al piloto que evite los movimientos súbitos y forzados de los controles debido a la posibilidad de exceder los límites de carga estructural.

Es importante mencionar que cuando el factor de carga es "0" (cero) ya no existe stall. El piloto solo debe esperar que el avión adquiera la velocidad adecuada en la picada para que el flujo de aire se adhiera al perfil (disminución del ángulo de ataque) y recuperar la picada.

Durante la salida que sigue a la recuperación del stall, a menudo se generan factores de carga significativos. Ellos se producen por picadas pronunciadas con velocidades altas y recuperadas bruscas al vuelo nivelado. Generalmente una conduce a la otra, aumentando así el factor de carga resultante. La recuperada brusca del avión a una alta velocidad de picada con facilidad puede producir cargas críticas sobre las estructuras, y puede producir *stalls secundarios o recurrentes* al aumentar el factor de carga hasta el punto en que la velocidad del avión se iguala a la velocidad de stall durante la recuperada.

Maniobras avanzadas. Los spins, chandelas, ochos flojos y maniobras abruptas no serán cubiertas en este manual. Sin embargo, antes de efectuar estas maniobras, los pilotos deben estar familiarizados con el avión que vuelan y saber si acaso éstas se pueden efectuar con seguridad.

Efecto de la Turbulencia sobre el Factor de Carga. La turbulencia en forma de corrientes de aire verticales puede, bajo ciertas condiciones, causar esfuerzos de carga severos sobre un ala de avión.

Cuando un avión vuela a alta velocidad con un ángulo de ataque bajo y súbitamente se encuentra con una corriente de aire vertical que se desplaza hacia arriba, el viento relativo cambia a una dirección hacia arriba a medida que se encuentra con el perfil aerodinámico. Esto aumenta el ángulo de ataque del ala.

Si la corriente de aire está bien definida y se desplaza hacia arriba a un régimen de velocidad significativo (15 a 30 pies por segundo), se produce una ráfaga vertical aguda, la cual tendrá el mismo efecto sobre el ala que la aplicación de una presión violenta hacia atrás en el control del elevador.

Todos los aviones que cumplen los requisitos para ser certificados han sido diseñados para soportar cargas impuestas por turbulencia de intensidad considerable. No obstante, los factores de carga por ráfagas aumentan a medida que aumenta la velocidad. Por lo tanto es prudente reducir la velocidad a la de maniobra en aire extremadamente turbulento, tal como en el caso de tormenta eléctrica o condiciones frontales. Como regla general, cuando se encuentra turbulencia severa, se debe volar el avión a la *velocidad de maniobra* que se encuentra indicada en el Manual de Vuelo del Avión o en una placa en la cabina. Es esta la velocidad que causará menos posibilidades de daños estructurales al avión, aún si se utiliza todo el recorrido de los controles y además, permite un margen de seguridad suficiente por sobre la velocidad de stall en aire turbulento.

Los rótulos de *"velocidades a no exceder"* corresponden solamente para aire calmo. Altas velocidades de picada o maniobras abruptas en aire turbulento a velocidades por sobre la *velocidad de maniobra* pueden causar esfuerzos dañinos en toda la estructura de un avión.

El esfuerzo sobre la estructura significa esfuerzos sobre cualquier parte vital del avión. Los desperfectos más comunes debido a factores de carga altos afectan la estructura de las costillas del ala entre los bordes de ataque y fuga.

El efecto acumulativo de tales cargas a través de un largo período de tiempo pueden tender a soltar y a debilitar partes vitales, de manera que el desperfecto mismo puede ocurrir más adelante cuando el avión es volado en forma normal.

Determinación de los Factores de Carga en el Vuelo. En los diferentes aviones el sistema de palancas de los controles varía. Algunos tipos de superficies de control son balanceadas mientras que otras no lo son. (Una superficie de control balanceada es un alerón, un timón, o un elevador diseñado de manera tal que cada lado de su eje abisagrado está en equilibrio con el lado opuesto). Por lo tanto la presión ejercida por el piloto sobre los controles no puede ser utilizada como medio para determinar el factor de carga

producido.

La mejor forma de juzgar los factores de carga es mediante la experiencia adquirida sobre la sensación que producen. Estos pueden ser medidos mediante un instrumento llamado acelerómetro, pero dado que comunmente no se usa este instrumento en aviones del tipo de aviación general, es importante desarrollar la habilidad de juzgar los factores de carga a partir de la sensación de su efecto sobre el cuerpo. Una indicación que tendrá el piloto sobre el aumento del factor de carga es la sensación de un aumento en el peso corporal. En una inclinación lateral de 60º, se duplicará el peso corporal. Es esencial un conocimiento de los principios descritos anteriormente para estimar los factores de carga.

Como corolario de lo expuesto sobre factores de carga, se pueden hacer algunas sugerencias para evitar sobrecargar la estructura del avión:

1.- Opere el avión de acuerdo con el Manual de Operación para el Piloto.
2.- Evite el uso abrupto de los controles a velocidades altas.
3.- Reduzca la velocidad si encuentra turbulencias de cierta intensidad durante el vuelo o si se van a efectuar maniobras abruptas.
4.- Reduzca el peso total (carga) del avión antes del vuelo si se anticipa turbulencia intensa o maniobras abruptas.
5.- Evite los virajes con un ángulo de inclinación mayor de 60º.

Fuerzas que Actúan sobre el Avión Cuando se Desplaza a Velocidades Menores que de Crucero. A una velocidad de crucero constante y manteniendo un vuelo recto y nivelado, la fuerza de Tracción y de Resistencia actúan en oposición una a otra y paralelas a la trayectoria de vuelo. Estas fuerzas opuestas son iguales en magnitud. Además, la fuerza de Sustentación es igual en magnitud a la fuerza del Peso.

Ahora bien, si se mantiene el vuelo recto y nivelado a velocidades constantes menores que de crucero,las fuerzas opuestas todavía deben ser iguales en magnitud, pero algunas de estas fuerzas se separan en componentes. En esta condición de vuelo, la tracción misma ya no actúa en paralelo y opuesta a la trayectoria de vuelo y a la resistencia. La tracción se inclina hacia arriba según se ilustra en la Fig. 1-41.

Obsérvese que ahora la tracción tiene dos componenetes; una que actúa perpendicular a la trayectoria de vuelo en la dirección de la sustentación mientras que la otra actúa en el sentido de la trayectoria de vuelo. Debido a que la tracción real está inclinada, su magnitud debe ser mayor que la resistencia si su componente de tracción a lo largo de la trayectoria de vuelo ha

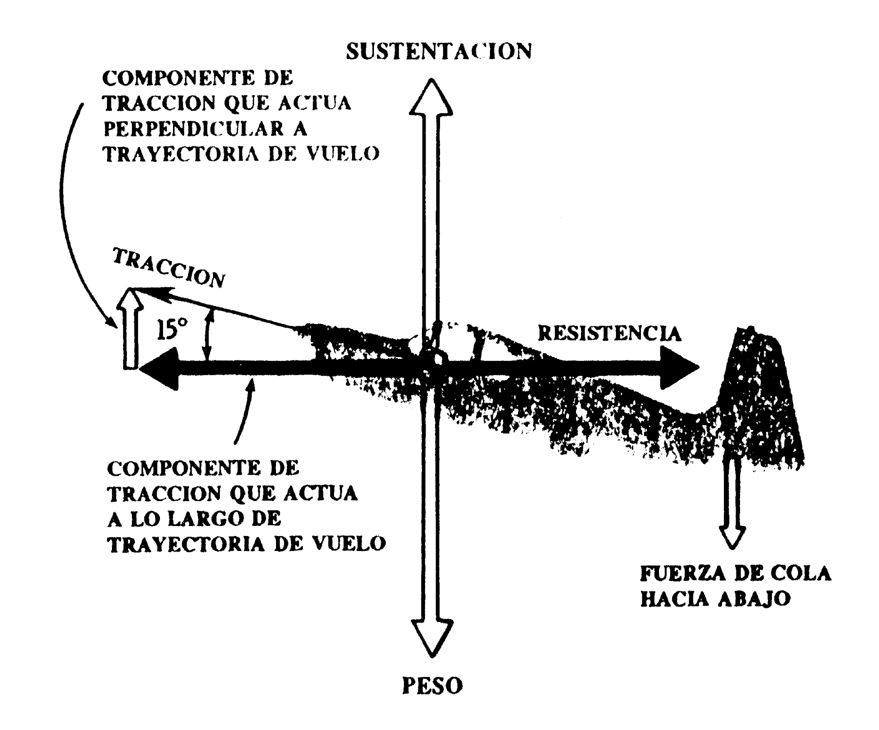


Figura 1-41. Fuerzas sobre el avión en vuelo recto y nivelado a velocidades menores que de crucero.

de igualar a la resistencia. Obsérvese también que una componente de tracción actúa a 90º de la trayectoria de vuelo, y así actúa en la misma dirección que la sustentación del ala. La Fig. 1-41 ilustra también que las fuerzas que actúan hacia arriba (la sustentación del ala y la componente de la tracción) igualan a las fuerzas que actúan hacia abajo (peso y fuerza hacia abajo de la cola).

La carga alar (sustentación) es efectivamente menor a velocidades bajas que a velocidades de crucero, porque la componente vertical de la tracción ayuda a soportar el avión.

Resumiendo, en vuelo recto y nivelado a velocidades bajas, la tracción misma es mayor que la resistencia y la sustentación del ala es menor que a velocidades de crucero.

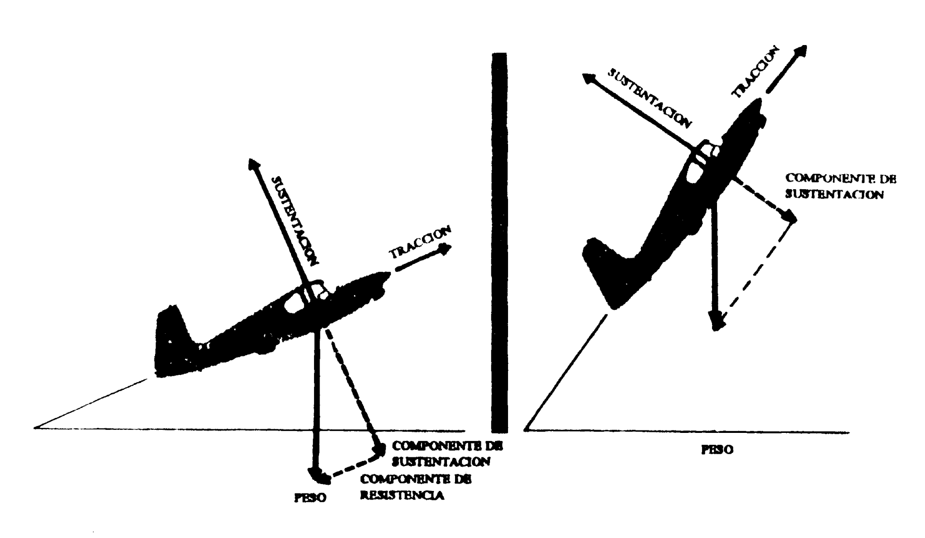


Figura 1-42. Fuerzas que actúan sobre un avión en ascenso.

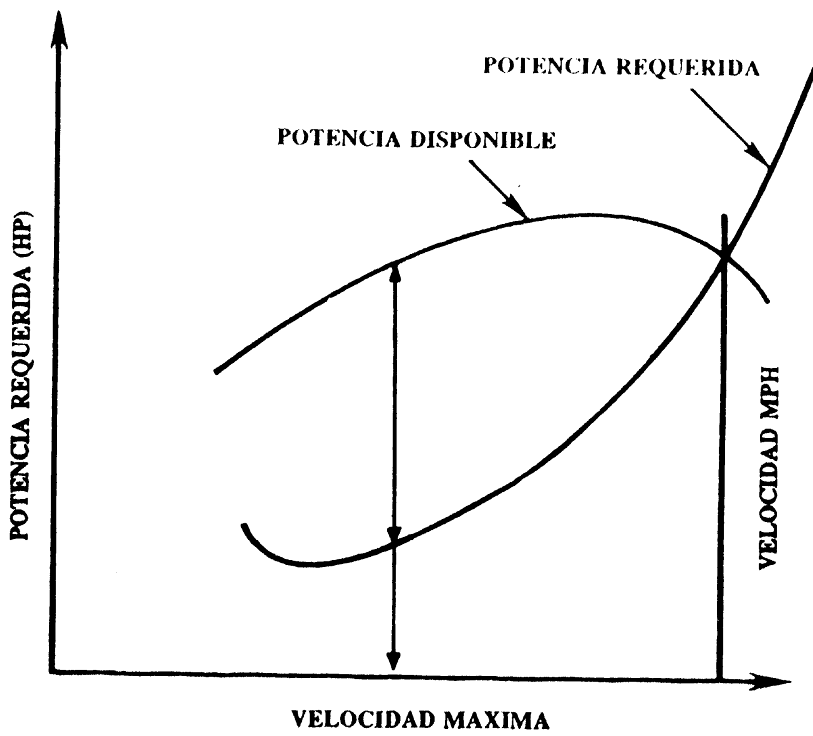


Figura 1-43. Potencia disponible versus potencia requerida.

Fuerzas en un Ascenso. Las fuerzas que actúan sobre un avión durante un ascenso se ilustran en la Fig.1-42. Cuando el avión está en equilibrio, se puede resolver el peso en dos vectores componentes: uno que se opone a la sustentación, y el otro que actúa en la misma dirección que la resistencia a lo largo de la línea de viento relativo. Los requerimientos para el equilibrio son: la tracción debe igualar a la suma de la resistencia y del componente opositor del peso; y la sustentación debe igualar a su componente opositor del peso. Mientras más pronunciado es el ángulo de ascenso, menor será el componenente del peso opositor a la sustentación y simultáneamente se tornara más grande el del peso en la dirección de la resistencia. Por lo tanto, los requerimientos de sustentación disminuyen paulatinamente a medida que se hace más pronunciado el ángulo de ascenso hasta que, en un verdadero ascenso vertical (si esto fuera posible), las alas no proporcionarían ninguna sustentación y la tracción sería la única fuerza contraria, tanto a la resistencia como al peso, las que actuarían hacia abajo en oposición.

A un ajuste de potencia fijo, se puede obtener una razón de ascenso dada, ya sea ascendiendo en forma pronunciada a una velocidad baja o ascendiendo en una trayectoria suave a mayor velocidad. En un extremo, si la velocidad es demasiado baja, la resistencia inducida aumenta a una cifra a la cual toda la tracción disponible se necesita para vencer la resistencia y no queda nada disponible para el ascenso. En el otro extremo, si la velocidad es la máxima posible en vuelo nivelado, nuevamente, se utiliza toda la tracción para vencer la resistencia y no hay ascenso. Entre estos dos extremos hay una velocidad o un rango pequeño de velocidades, a las cuales se logrará la mejor razón de ascenso. Se obtiene la mejor razón de ascenso, no al ángulo más pronunciado, sino a una combinación de ángulo moderado y velocidad óptima a la cual quede disponible la mayor cantidad de potencia para hacer ascender el avión una vez que se haya equilibrado la resistencia.
La Fig. 1-43 muestra que la velocidad para una resistencia mínima, o el punto más bajo de la curva de potencia requerida,se encuentra a una velocidad baja; pero no es la velocidad más baja posible a la cual se pueda volar sin entrar en stall. El aumento de potencia a las velocidades más bajas (hacia la izquierda del punto de potencia mínima requerida) es causado por el rápi-

do aumento de los efectos de la resistencia inducida a estas bajas velocidades.

El avión propulsado por una hélice, bajo el mismo juego de circunstancias y para una potencia dada, sufre la pérdida gradual de eficiencia de hélice, y por lo tanto, una pérdida gradual de tracción a ambos extremos de su gama de velocidad.

La distancia vertical entre las curvas de potencia disponible y de potencia requerida (Fig.1-43) representa la potencia disponible para ascender a la velocidad en particular. La mejor velocidad de ascenso es aquella a la cual el exceso de potencia disponible es la máxima, de manera que después de consumir algo de potencia en vencer la resistencia, permanece disponible la cantidad máxima de potencia para hacer ascender el avión. En la intersección de las curvas se está utilizando toda la potencia disponible para vencer la resistencia, sin dejar nada para el ascenso.

En el otro extremo del gráfico se desprende que es posible disponer de exceso de potencia para el ascenso si se reduce el ángulo de ataque para permitir un aumento de la velocidad.

Los HP de tracción de los motores a pistón disminuyen con la altitud. Aunque es posible mantener la misma potencia a nivel del mar hasta una mayor altitud por medio de la sobrealimentación, o mediante algún otro método, la potencia desarrollada declinará inevitablemente cuando se llegue a una altitud a la cual ya no puedan mantenerla. A mayores altitudes, bajan las curvas de potencia disponible. Dado que la potencia requerida aumenta con la velocidad aérea verdadera, los HP de tracción requeridos para volar a cualquier velocidad aérea indicada deseada, aumentan con la altitud.

Resumiendo, es una falacea pensar que un avión asciende debido al "exceso de sustentación". No lo hace; el avión asciende debido al uso de la potencia disponible por sobre la potencia requerida.

$$Ra = \frac{Pd - Pr}{W}$$

Ra = Razón de ascenso
Pd = Potencia disponible
Pr = Potencia requerida
W = Peso del Avión

Fuerzas en un Planeo. Las fuerzas que actúan sobre un avión en planeo se ilustran en la Fig.1-44. Para un planeo continuo con el motor sin proporcionar tracción alguna, las fuerzas de sustentación (L), resistencia (D) y de peso (W) deben estar en equilibrio. La ilustración muestra que el peso es balanceado por la resultante de la sustentación y de la resistencia.En otras palabras, el peso (W) se descompone en dos fuerzas: una que reemplaza a la tracción y es igual en magnitud a la resistencia (D); y la otra, perpendicular a la trayectoria del avión e igual en magnitud a la sustentación (L); pero en sentido contrario.

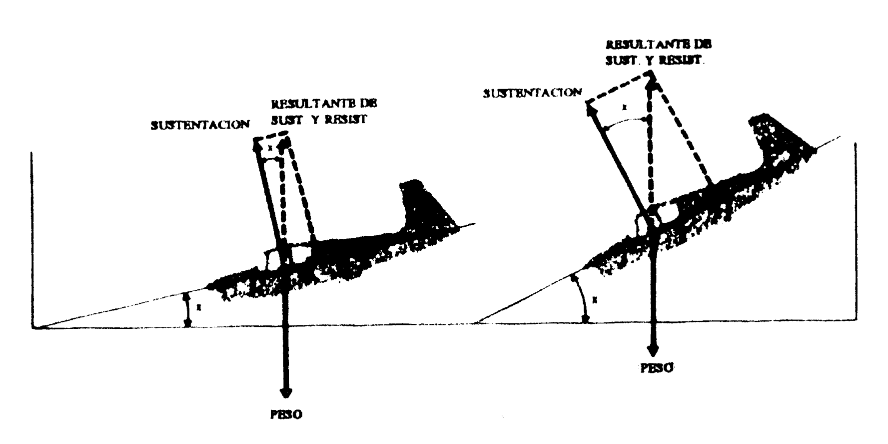


Figura 1-44. Fuerzas que actúan en un avión en planeo

El vector de sustentación, actuando como lo hace en ángulo recto a la trayectoria de vuelo, ahora se inclinará hacia adelante, mientras que el vector de resistencia se inclinará hacia arriba y continuará actuando en oposición a la trayectoria de vuelo. En la ilustración se puede observar que la geometría de los vectores es tal, que el ángulo formado entre el vector de sustentación y la resultante es igual a aquel formado entre la trayectoria de planeo y la horizontal. Este ángulo (Y) entre la trayectoria de planeo y la horizontal se llama ángulo de planeo.

Un examen más detallado de esta figura mostrará que a medida que se reduce la resistencia y se aumenta la velocidad, menor será el ángulo de planeo; por lo tanto, lo pronunciado de la trayectoria de planeo depende de la relación entre la sustentación y la resistencia. Cuando se planea a un ángulo de ataque para lograr la mejor relación sustentación-resistencia, se experimenta la menor resistencia, y resultará en el planeo más plano. La relación sustentación resistencia (L/D) es una medida de la eficiencia de planeo o de limpieza aerodinámica del avión.

Si la razón L/D es de 11/1, esto significa que la sustentación es once veces mayor que la resistencia y un avión planeará 11 veces el equivalente a la altura que posee en ese momento.

Si el avión que planea está volando a una velocidad justo por encima de la de stall, éste está operando con un ángulo de ataque máximo y por lo tanto, máxima sustentación. Esto sin embargo, no produce el mejor ángulo de planeo para lograr la mayor distancia de planeo, debido a que la resistencia inducida es alta. Al reducir el ángulo de ataque, aumenta la velocidad y, aunque la sustentación disminuye a este menor ángulo de ataque , el avión viaja mayor distancia en relación a la de altitud perdida debido a la fuerte disminución de la resistencia. El aumento en el alcance se puede lograr *hasta cierto punto,* disminuyendo el ángulo de ataque y por ende la resistencia inducida. En algún punto se logrará el mejor ángulo de planeo. Si continúa aumentando la velocidad , la resistencia parásita comienza a aumentar en forma abrupta y el avión una vez más comenzará a perder más altitud por incremento de distancia recorrida. El extremo de ésto es cuando la naríz apunta directo hacia abajo.

Se puede demostrar que la mayor distancia de planeo se obtiene cuando la relación L/D es la máxima. Esta condición óptima es calculada para cada tipo de avión y la velocidad a la cual ella ocurre se utiliza como la velocidad de planeo recomendada para el mejor alcance del avión.

Esta variará algo según el peso del avión, de manera que generalmente se escoge la velocidad para una operación representativa general.

Si un observador en tierra registra diferentes instancias de la trayectoria de planeo óptima de un avión, bajo diferentes condiciones de viento, notaría que existen cambios en ellas (Fig. 1 - 45). Sin embargo, el ángulo de planeo del avión con respecto a la masa de aire en movimiento permanece sin cambio. Comenzando desde una altitud dada, un planeo contra el viento a velocidad óptima de planeo cubre menor distancia sobre la tierra que un planeo con viento a favor. Dado que en ambos casos el régimen de descenso es igual, el ángulo de planeo medido según lo ve un observador desde tierra está relacionado solamente con la velocidad terrestre, siendo más pronunciado a la velocidad terrestre más baja, lo que ocurre cuando se planea contra el viento.

Por lo tanto el efecto del viento es de disminuir el alcance cuando se planea con una componente de viento en contra, y de aumentarlo cuando se planea con viento a favor. La duración del planeo no es afectada por el viento.

Las variaciones en el peso bruto no afectan el ángulo de planeo, siempre que se utilice la velocidad de planeo óptima indicada para cada peso bruto. El avión a plena carga descenderá más rápidamente, pero a una velocidad mayor hacia adelante y aunque va a llegar más rápido a tierra, habrá recorrido la misma distancia que el avión más liviano, ya que el ángulo de planeo habrá sido el mismo.

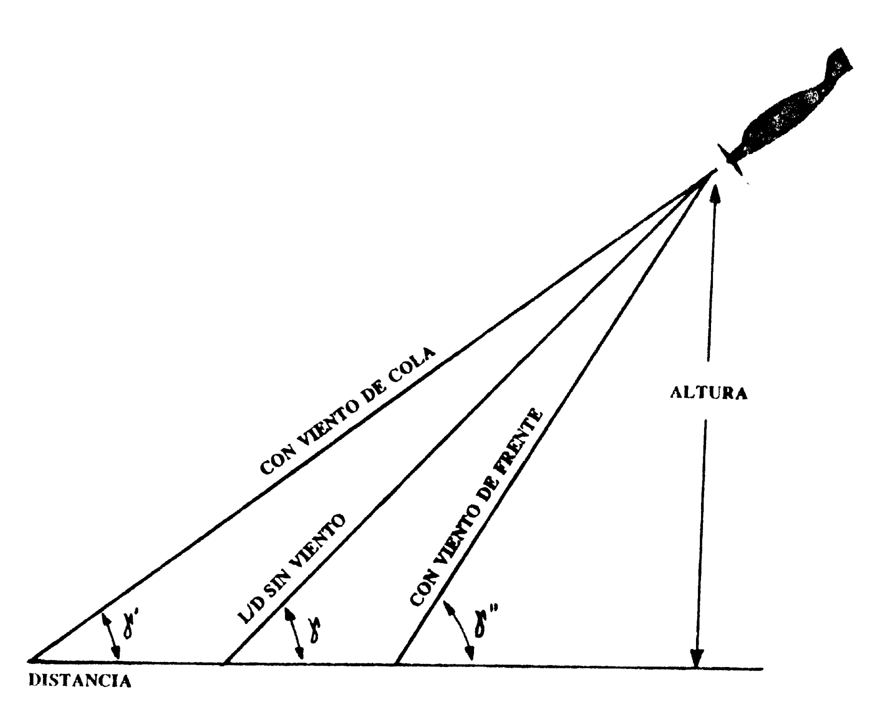


Figura 1-45. Tayectoria de planeo visto desde tierra bajo diferentes condiciones de viento.

La observación de la Fig.1-44 muestra que un aumento en el peso es equivalente a agregar tracción en la componente del peso a lo largo de la trayectoria de planeo. Esto significa más velocidad y por lo tanto, más sustentación y resistencia, factores que alargan el vector resultante hasta que sea restaurado el equilibrio geométrico del diagrama. Esto ocurre sin afectar el ángulo de planeo. La mayor velocidad correspondiente al aumento de peso es proporcionada automáticamente por la mayor componente del peso que actúa a lo largo de la trayectoria de planeo, y esta componente crece o disminuye en proporción al peso. Dado que el ángulo de planeo no se modifica, tampoco cambia el alcance.

Aunque el alcance no es afectado por los cambios en peso, la duración del planeo disminuye al agregar peso y aumenta al reducir peso. Si dos aviones que tienen la misma relación sustentación - resistencia, pero pesos diferentes, comienzan un planeo desde la misma altitud, el avión más pesado,

planeando a mayor velocidad , cubrirá en menor tiempo la distancia desde el punto de partida hasta aterrizar. Ambos, sin embargo, cubrirán la misma distancia. Por lo tanto, es menor la duración del planeo en vuelo del avión más pesado.

Virajes Durante el Vuelo

Muchos pilotos no logran comprender bien qué es lo que hace virar un avión. Tal comprensión ciertamente vale la pena, dado que ocurren muchos accidentes como resultado directo de la pérdida de control del avión mientras se efectúa un viraje.

Recordemos que el avión es capaz de girar alrededor de sus tres ejes. Esto puede ser cabeceando alrededor del eje lateral, inclinándose alrededor del eje longitudinal y guiñando alrededor del eje vertical. La guiñada alrededor del eje vertical es la mayor causa de incomprensión respecto a cómo y porqué vira un avión. Primero, se debe tener presente que el *timón no hace virar* el avión en vuelo.

Aunque la mayoría de los pilotos saben que un avión es inclinado lateralmente para efectuar un viraje, pocos saben la razón de porqué. La respuesta es bastante sencilla. El avión debe ser inclinado lateralmente porque la misma fuerza (sustentación) que mantiene el avión en vuelo es utilizada para hacer virar el avión. El avión es inclinado lateralmente y se aplica presión hacia atrás al elevador. Esto cambia la dirección de la sustentación y aumenta el ángulo de ataque de las alas, lo que aumenta la sustentación. Este aumento de sustentación hace que el avión vire. La cantidad de presión aplicada al elevador y por lo tanto, la magnitud de la sustentación varía con la inclinación alar usada. A medida que se escarpe el viraje, se debe aumentar la presión en el elevador para mantener la altura.

En vuelo nivelado, la fuerza de sustentación actúa en oposición y a exactamente igual magnitud que la fuerza de gravedad. La gravedad tiende a atraer a todos los cuerpos hacia el centro de la tierra. Por lo tanto, esta fuerza siempre actúa en el plano vertical con respecto a la superficie de la tierra. Por otra parte, la sustentación total siempre actúa perpendicular al viento relativo, el cual para propósitos de esta discusión, se considerará estar actuando como si estuviera perpendicular al eje lateral del avión.

Con las alas niveladas, la sustentación actúa directamente en oposición a la gravedad. Sin embargo, a medida que se inclina lateralmente el avión, la gravedad todavía actúa en un plano vertical; pero la sustentación ahora actuará en un plano inclinado.

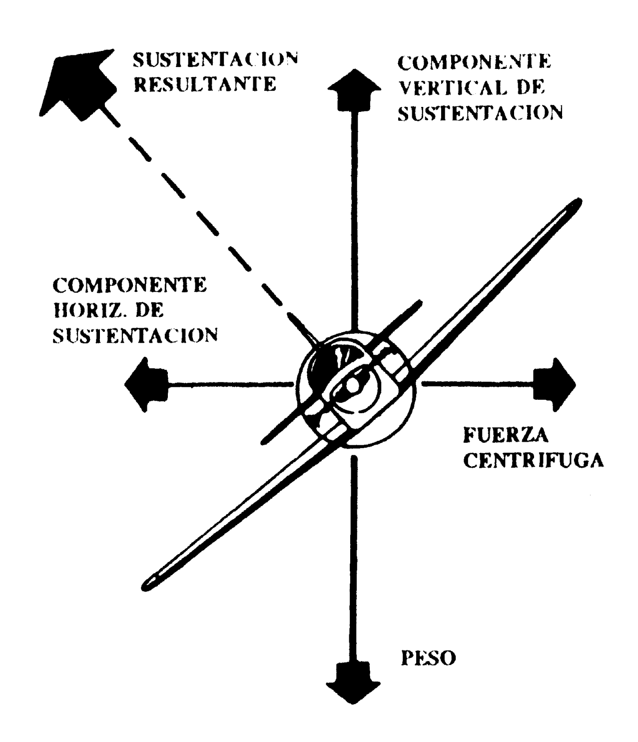


Figura 1-46. Fuerzas que actúan sobre un avión en un viraje.

Como se ilustra en la Figura 1-46, la fuerza de sustentación se puede descomponer en dos fuerzas, una vertical y la otra horizontal. Durante la entrada al viraje, la componente vertical de la sustentación todavía se opone a la gravedad, y la componente horizontal debe vencer a la fuerza centrífuga; en consecuencia, la sustentación total debe ser suficiente para contrarrestar ambas fuerzas. El avión entonces, es llevado al viraje, no de costado, puesto que la sección de cola actúa como veleta, la cual en forma contínua mantiene en línea al avión con respecto a la trayectoria de vuelo curva.

Observese también en la Fig. 1-46 que a medida que se desarrolla el viraje, la fuerza centrífuga actuará en oposición a la componente horizontal de sustentación y la componente vertical de sustentación actuará en oposición a la gravedad. La sustentación resultante total actúa en oposición a la carga resultante total. Siempre que estas fuerzas en oposición sean iguales una a otra en magnitud, el avión mantendrá una razón de viraje constante. Si

el piloto desplaza los controles de manera tal que cambie la magnitud de cualquiera de las fuerzas, el avión acelerará o desacelerará en dirección de la fuerza aplicada. Esto resultará en un cambio en la razón a la cual vira el avión.

El Despegue

La importancia del conocimiento por parte del piloto de los principios aerodinámicos que rigen el despegue, esta implicada en el hecho de que " por cada vuelo normal debe haber por lo menos un despegue y aterrizaje normal".

Por otra parte es un hecho estadístico que la mayoría de los accidentes de avión debido a fallas de pilotaje, ocurren durante los despegues y aterrizajes.

En los antiguos aviones, la técnica del despegue (y el aterrizaje) era esencialmente la misma. Hoy día, varía considerablemente con el tipo y velocidad del avión. Algunos, toman la actitud de despegue poco después de iniciar la carrera de despegue. Otros, toman esa actitud justo antes de alcanzar la velocidad de despegue.

En consecuencia, el Manual de Vuelo de cada avión, indicará la técnica exacta a emplear en el despegue. Sin embargo, en este capítulo, analizaremos los principios aerodinámicos que son aplicables a todos los tipos de aviones.

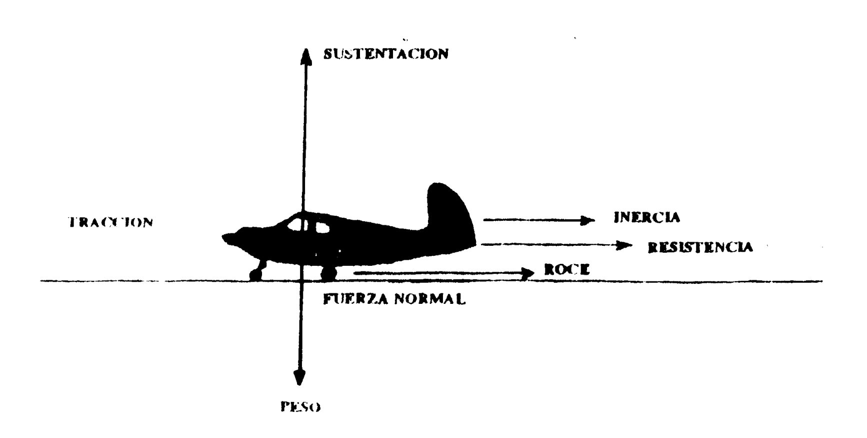


Fig 1-47. Fuerzas en el despegue.

Se refiere en el fondo, al control del avión durante la maniobra y a la longitud de la pista que se requiere.

El propósito de la maniobra es crear el viento relativo necesario para producir sustentación.

Entonces, es una maniobra de transición en que el avión deja de ser sustentado por la reacción de la pista (tren de aterrizaje) y pasa a ser sustentado por el aire (alas). Por lo tanto, las fuerzas que afectan al avión varían constantemente durante el despegue.

La fuerza que produce la aceleración es la tracción. (empuje en el jet). Se oponen a esta fuerza, además de la resistencia al avance, el roce de la pista y la inercia del avión (Fig. 1-47). Cuando el avión esta detenido, todo el peso está equilibrado por la reacción de la pista. A medida que acelera y se empieza a crear sustentación, el peso empieza a ser soportado por esta fuerza y cuando el avión se eleva de la pista, todo el peso es soportado por la sustentación. Obviamente, durante la maniobra se requiere la máxima aceleración (máxima potencia).

Fuerzas en el Despegue

Se observa que la fuerza neta que produce la aceleración, es la diferencia entre la tracción y la suma de la resistencia, el roce de la pista y la inercia del avión.

El gráfico siguiente indica como varían todas las fuerzas durante la carrera de despegue, considerando solo pequeñas variaciones en el ángulo de ataque. (Fig. 1-48)

Se observa en el gráfico que a medida que la velocidad aumenta:

a.) La fricción de la pista disminuye.
b.) La resistencia al avance aumenta.
c.) La tracción para el avión a pistón disminuye.
d.) La fuerza neta que produce la aceleración disminuye.

En consecuencia disminuirá también la aceleración.

Distancia de Despegue

Puesto que un despegue normal es una condición de movimiento uniformemente acelerado, podemos establecer la relación física que nos expresa la distancia de despegue.

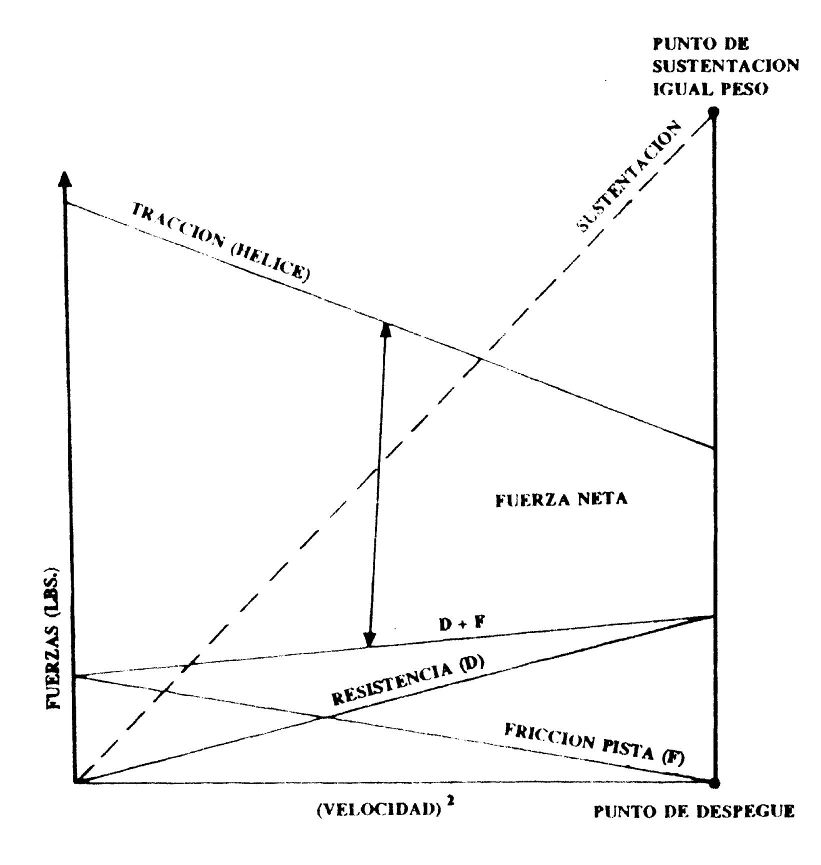


Figura 1-48. Gráfico de variación de las fuerzas durante la carrera de despegue.

S = Distancia de despegue.
Vd = Velocidad de despegue.
a = Aceleración.

$$S = \frac{Vd^2}{2a}$$

Por ejemplo, si un avión posee una velocidad de despegue de 65 mph (95,3 pies/seg.) y una aceleración de 5,47 pies/seg^2.

$$S = \frac{(95,3)^2}{2 \times 5,47} = 830 \text{ pies}$$

Requiere una distancia de despegue de 830 pies.

La velocidad de despegue es una característica particular de cada tipo de avión. En consecuencia, la distancia de despegue es función de la aceleración durante la carrera. Por esta razón el avión requiere máxima tracción o potencia durante el despegue y esta debe ser aplicada contínua y rápidamente.

Con el objeto de producir máxima aceleración durante el despegue para necesitar la mínima distancia de despegue, los aviones emplean catapultas en los portaviones y rockets o jatos en las pistas cortas.

La velocidad de despegue varía entre un 10 y un 25% sobre la mínima de vuelo o mínima de stall, con el propósito de evitar la posibilidad de despegar en la región de comando reverso del avión (velocidad bajo la de máxima autonomía, en que para mantener una velocidad menor, se requiere de más potencia).

Esta velocidad permite un margen seguro sobre el stall y proporciona un positivo control del avión y una razón de montada inicial.

La distancia mínima de despegue es de primordial importancia para el piloto, pues define los requerimientos de longitud de pista, para las operaciones aéreas.

Factores que Afectan el Despegue

Estos factores son los siguientes:

a.) Peso del Avión.
b.) Dirección y velocidad del viento.
c.) Tipo de pista.
d.) Velocidad de despegue del avión.
e.) Elevación de la pista.

a.) *Peso del Avión.* Un mayor peso de despegue, aumenta considerablemente la carrera de despegue. En primer lugar, el mayor peso requiere alcanzar una mayor sustentación para que el avión se levante de la pista (aumento en velocidad de despegue). Además, aumenta la masa inerte del avión y la fricción de la pista.

Para apreciar más claramente este efecto, citemos un ejemplo:
Si un avión aumenta su peso en un 10% producirá:

Un aumento de un 5% en la velocidad de despegue.
Una disminución de un 9% (como mínimo) en la aceleración.
Un aumento de un 21% a un 30% en la carrera de despegue.

b.) *Viento.* La dirección e intensidad del viento afectan en gran proporción la longitud de pista necesaria para el despegue.

Si el viento es en contra de la dirección de despegue, el avión alcanza su velocidad de despegue a una menor velocidad terrestre, necesitando menor longitud de pista para despegar.

La relación es la siguiente: "El efecto del viento en contra reduce la velocidad terrestre de despegue, en el valor de la velocidad del viento".

$$Vtd = Vd - Vv$$

Vtd = Velocidad terrestre de despegue.

Vd = Velocidad de despegue.

Vv = Velocidad del viento.

Por ejemplo: Un viento en contra igual al 10% de la velocidad de despegue, reduce la longitud de pista, en un 19%. Si es a favor, aumenta la longitud de pista en un 21%. Un viento en contra igual al 50% de la velocidad de despegue, reduce la longitud de pista en un 75%.

De esto se desprende fácilmente la necesidad de despegar (y aterrizar) en contra del viento.

c.) *Tipo de Pista.* En pistas pavimentadas, la pendiente (desnivel) de la pista es el único factor a considerar. Una pendiente de un 1% (en subida) aumenta la longitud de pista en aproximadamente un 3%.

Sin embargo, la clase de pista es de gran importancia, para determinar la longitud de pista necesaria.

Una pista de concreto es la que ofrece menor resistencia en el despegue. Una de pasto corto, ofrece más resistencia y una de tierra blanda, la máxima.

Los coeficientes de roce son; respectivamente: concreto 0,02; potrero común con pasto 0,10; suelo blando 0,10 a 0,30.

El gráfico siguiente expresa las longitudes de pista necesarias, para estos tres tipos de pista, de un mismo avión cuyo peso es de 9.000 kls.

CONCRETO = 4.000 pies

PASTO = 5.000 pies

TIERRA BLANDA = 7.500 pies

d.) *Velocidad de Despegue.* La velocidad de despegue es una característica propia de cada avión. Un avión que tenga el doble de la velocidad de despegue que otro, necesitará 4 veces más longitud de pista para despegar, si mantiene la misma aceleración.

Debe recordarse aquí, que el mayor peso de despegue o una mayor altura, aumentan la velocidad de despegue y en consecuencia , la longitud de pista necesaria.

e.) *Elevación de la Pista.* La densidad del aire disminuye con la altura y en consecuencia, la sustentación disminuye para una velocidad dada, como por ejemplo para la velocidad de despegue. Esto indica que para todo avión la velocidad de despegue aumenta a medida que la altura de la pista sobre el nivel del mar es mayor. La situación se agrava si el día es cálido y húmedo. A esto hay que sumar que con la altura disminuye también la eficiencia del motor, en consecuencia el efecto es doblemente negativo, y la pista necesaria aumenta considerablemente con la altura.

Conclusiones del análisis de estos factores

Todos los factores que afectan el despegue están analizados en detalle en el Manual de Vuelo de cada avión.

Allí, en gráficos apropiados, se puede calcular matemáticamente el efecto de cada uno de ellos y la longitud de la pista que será necesaria.

"El Piloto debe usar estas cartillas"

Errores típicos del Despegue

a.) Intentar despegar desde una pista de longitud insuficiente.

Este error no tiene excusa. La familiarización del piloto con el Manual de Vuelo del avión, debe ser completa, y antes de despegar de una pista desconocida deberá tomar debida cuenta de los datos de peso, viento, altura, temperatura, humedad, etc., para establecer la longitud de pista que requiere. La situación crítica se produce cuando:

El avión despega con un gran peso.

La pista esta situada a gran altura.

El día es cálido y húmedo.

El viento es desfavorable.

La pista es blanda o posee una pendiente pronunciada en contra de la dirección del despegue.

b.) Aumentar excesivamente el ángulo de ataque durante la carrera de despegue ("apurar la salida del suelo").

Este error aumenta la distancia de despegue, debido a la mayor resistencia del avión y puede producir un stall a baja altura o la pérdida del control por parte del piloto, al levantarse el avión a una velocidad muy baja. Esta situación es crítica en caso de viento de costado o ráfagas.

Con un instrumento indicador de ángulo de ataque, el piloto puede eliminar este peligro. Existen casos comprobados de vuelos de instrucción en que el avión ha caído de nuevo a la pista, con el consiguiente deterioro, por despegar con ángulos de ataque próximos al stall.

c.) Efectuar virajes escarpados inmediatamente después del despegue.

Esta situación es realmente peligrosa. El piloto debe evitarla como única solución. Un viraje escarpado a baja velocidad, puede sobrepasar el límite aerodinámico del radio del viraje y el avión sencillamente no puede salir de esa condición anormal. El resultado es simple. Spin a ras de tierra.

Ello nos ahorra todo otro comentario.

A una situación analogamente peligrosa puede conducir el hecho de sacar bruscamente el avión de la pista cuando aún no ha alcanzado la velocidad de despegue.

d.) Sobrepasar excesivamente la velocidad de despegue del avión, sin levantarlo de la pista.

El resultado es una gran longitud de pista requerida para el despegue. Además los neumáticos del avión resultan sometidos a esfuerzos críticos que pueden ocasionarles daños e incluso, fallas o rupturas.

Uso de los Flaps en el Despegue

Los flaps aumentan el coeficiente de sustentación y disminuyen la velocidad de despegue.

Sin embargo, solo deben usarse parcialmente extendidos de acuerdo a lo que especifique el Manual de Vuelo del avión, pues su total deflexión aumenta considerablemente el coeficiente de resistencia al avance y reduce la aceleración durante la carrera de despegue. De este modo, el efecto de los flaps es negativo, pues aunque la velocidad de despegue es menor, debido a la mayor resistencia al avance, el avión demora más tiempo al acelerar hasta esa velocidad de despegue y la distancia de despegue resulta aumentada en vez de disminuir.

La cantidad de flaps a bajar depende de la tracción y el peso del avión. Si un avión posee una alta razón tracción/peso, es decir, alta tracción disponible en comparación al peso, puede emplear una mayor deflexión de los flaps en el despegue.

En general, nunca deberán bajarse más del 50% de la deflexión total de los flaps, si se desea acortar la distancia de despegue. Sin embargo, para cada avión en especial, deben seguirse solamente las instrucciones especificadas en el Manual de Vuelo para el uso de los flaps en el despegue.

El Aterrizaje

Esta maniobra resulta altamente simplificada y facilitada considerándola como la fase inversa al despegue (Fig. 1-49).

Durante el aterrizaje el avión desacelera sobre la pista, dejando de producir viento relativo y sustentación. La pista empieza a soportar progresivamente el peso del avión hasta resistirlo totalmente cuando el avión se detiene.

Normalmente un aterrizaje se efectúa desde un planeo o un descenso con potencia reducida. De ahí la gran importancia que tiene para el piloto el efectuar una buena aproximación final.

Si la aproximación se efectúa con el ángulo de planeo establecido y con la velocidad exacta, el aterrizaje resultará fácil y suave. Si la aproximación es defectuosa, el aterrizaje resultará complicado y brusco.

Durante vuelos de instrucción es particularmente importante que el piloto no aumente excesivamente su ángulo de ataque durante la aproximación final, por el consiguiente riesgo de un stall a baja altura, el que resulta extremadamente peligroso.

Una indicación de la proximidad de un stall en estas condiciones , es una velocidad mucho menor que la establecida para la aproximación final.

De aquí se desprende la necesidad de contar con un instrumento "indicador de ángulo de ataque" para efectuar aterrizajes de precisión.

El gráfico de la Fig. 1-49 ilustra las fuerzas que actúan sobre el avión durante la carrera de aterrizaje.

Fuerzas en el Aterrizaje

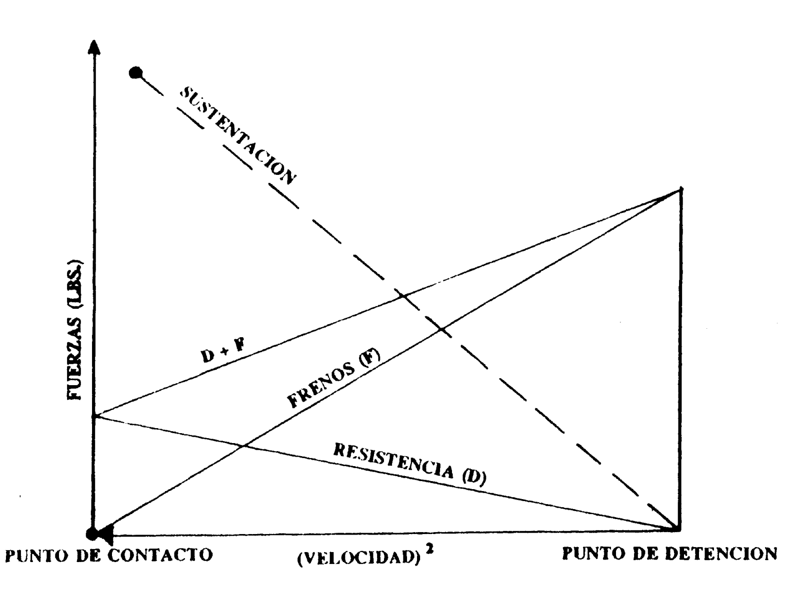


Figura 1 49. Gráfico de fuerza que actúan durante carrera de aterrizaje (la velocidad disminuye hacia la derecha, desde la velocidad de aterrizaje, hasta cero).

Conclusiones directas del Gráfico

a.) La tracción debe ser la mínima posible para acortar la carrera del aterrizaje. Si se dispone de tracción negativa (paso reversible) debe aplicarse la máxima disponible.

b.) La resistencia al avance total disminuye a medida que decrece la velocidad y deja de ser un factor desacelerador importante a bajas velocidades durante la carrera de aterrizaje.

Por esta razón algunos aviones incorporan paracaídas a su estructura posterior los que se abren apenas el avión establece contacto con la pista.

c.) El factor desacelerador más importante que posee el piloto durante el aterrizaje es la fricción de la pista, mediante el adecuado uso de los frenos. Por esa razón el dominio de una buena técnica de frenos es de capital importancia para el piloto.

Al análisis de dicha técnica de frenos nos ocuparemos en una párrafo siguiente.

d.) Aterrizar con exceso de velocidad nos alargará considerablemente la longitud de pista necesaria. Por ejemplo, un exceso de un 10% en la velocidad de aterrizaje, aumenta la longitud de pista requerida en un 21%.

Técnicas de Frenos

Tres errores muy comunes en el uso de los frenos nos servirán para efectuar un análisis de la correcta técnica del empleo de ellos y para revisar brevemente, la teoría en la cual esta técnica se fundamenta.

a.) Uso anticipado de los frenos, es decir presionarlos apenas el avión recién establece contacto con la pista. Este error técnico fuera de no ser efectivo porque aún el peso del avión no es suficientemente soportado por la pista para producir la fricción necesaria, puede producir una emergencia y reventar los neumáticos del avión.

Al aplicar prematuramente los frenos antes que los neumáticos soporten un alto porcentaje de peso del avión, las ruedas pueden detenerse y a medida que el peso sobre ellas va aumentando, la fricción de la pista las gastará considerablemente al estar impedida su rotación por la acción de los frenos, pudiendo fácilmente reventarlas.

b.) Uso excesivo de los frenos, es decir, presionarlos más allá de su punto de máxima eficiencia o punto de máxima fricción de los neumáticos con la pista. Esta técnica errónea puede acarrear las mismas consecuencias negativas que la anterior, pues el excesivo empleo de los frenos puede detener la rotación de la rueda y reventarla.

Además apenas la rueda empieza a deslizarse (sin rodar) por la pista el coeficiente de roce disminuye y los frenos son menos efectivos.

c.) Uso intermitente de los frenos, es decir aplicarlos, soltarlos, volverlos a plicar y soltar y así sucesivamente.

Esta técnica es demasiado pobre si se necesita una acción efectiva de los frenos durante el aterrizaje, ya que durante el período en que los frenos quedan inefectivos, se pierde la continuidad en la desaceleración (y preciosos metros de pista) y además la refrigeración obtenida en estos períodos es insignificante.

La técnica correcta de aplicación de los frenos consiste en lo siguiente:

Empezar a aplicar los frenos solo una vez que el avión haya disminuído algo su velocidad durante la carrera de aterrizaje.

Esta aplicación debe ser contínua y progresiva hasta que las ruedas empiecen justamente a deslizarse sobre la pista, es decir, hasta que las ruedas empiecen a disminuír su capacidad de rotación.

A medida que vaya disminuyendo la velocidad, la presión sobre los frenos puede aumentar paulatinamente, pero manteniendo las ruedas justo en el punto en que empezarían a deslizarse si aumentase la presión sobre los frenos.

Los siguientes fundamentos físicos sustentan la técnica de frenos recomendada.

a.) La fuerza de fricción depende en forma directa de la fuerza normal (perpendicular) a la superficie de deslizaamiento (en este caso, de la pista).

Cuando el avión recién establece contacto con la pista, gran parte del peso es aún resistido por la sustentación y la fuerza normal es reducida.

Por esta razón es necesario esperar que la sustentación se disipe un poco (a expensas de la disminución de la velocidad antes de aplicar los frenos). Al

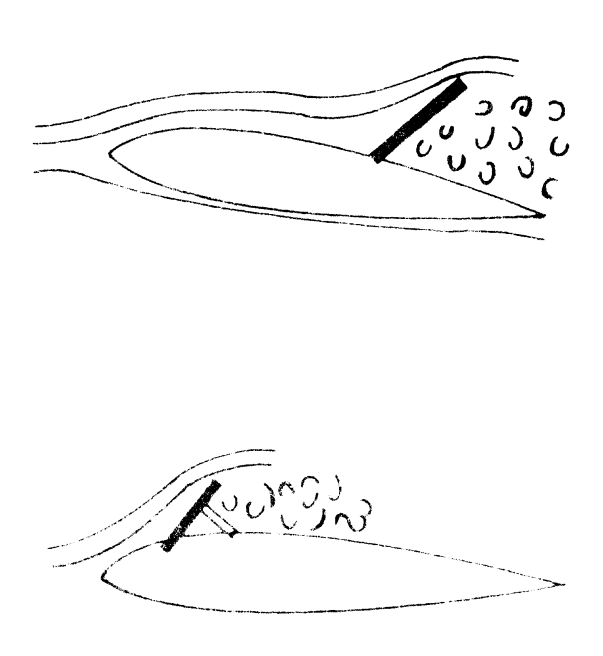


Figura 1-50. Spoilers.

disminuír la sustentación, aumenta la fuerza normal y la fricción de los neumáticos sobre la pista.

De aquí se infiere la necesidad de contar con dispositivos que destruyan la sustentación alar durante la carrera de aterrizaje. Tal propósito cumplen los "SPOILERS" instalados en los aviones de alta velocidad.

El dibujo siguiente muestra dos tipos de "SPOILERS".

Un efecto análogo al de los spoilers se obtiene retractando los flaps tan pronto como el avión empiece a rodar por la pista. La subida de los flaps disminuye el coeficiente de sustentación, aumentando la fuerza normal y la efectividad de los frenos.

b.) La fuerza de fricción es mayor cuando no existe movimiento relativo entre los dos cuerpos en contacto que cuando lo hay.

Por ejemplo, si pone un cuerpo sobre la mesa y tira de él con una cuerda, el roce es máximo cuando el cuerpo está a punto de moverse que cuando el cuerpo se desliza sobre la mesa. (el roce estático es mayor que el roce dinámico).

Igualmente, cuando el piloto aplica los frenos durante la carrera de aterrizaje, retarda la rotación de las ruedas.

Si este torque llega a ser igual al torque máximo que puede producir la fricción de la pista, la rueda desacelera pero sin resbalar sobre la pista.

En este caso, cuando la rueda esta a punto de resbalar, el roce es estático y máximo a la vez. Una vez que empieza a producirse el resbalamiento de la rueda con respecto a la pista, el roce es dinámico y en consecuencia menor.

En la práctica se ha observado (experimentalmente) que la fricción es máxima cuando la rueda empieza a deslizarse, teniendo aproximadamente un 5% de resbalamiento.

Otra conclusión importantísima: "El agua o hielo sobre la pista disminuye considerablemente la fricción y en consecuencia la efectividad de los frenos".

El efecto es más peligroso si la lluvia caída es abundante.

El peor peligro lo constituye el hielo sólido en la pista.

En los casos de agua abundante, puede producirse el efecto de hidroplano entre las ruedas y la pista. Este caso es extremadamente peligroso pues el piloto pierde control direccional y de frenos del avión al formarse una película de agua o hielo que impide el contacto de la rueda con la pista.

El efecto de hidroplano es igualmente peligroso durante un despegue.

Condiciones de lluvia severa o hielo sólido pueden aumentar la longitud de la pista necesaria para el aterrizaje, desde un 40% a un 100%.

Distancia de Aterrizaje

Generalmente la velocidad de aterrizaje es un poco superior a la mínima de vuelo en tal forma que permita un seguro control del avión en todo momento y que al mismo tiempo proporcione un margen confiable sobre la velocidad de stall.

En consecuencia será esta velocidad, la que definirá los requerimientos de longitud de pista necesaria para los aterrizajes. En muchos casos, la distancia de aterrizaje determina la longitud de pista necesaria para las operaciones aéreas de un tipo de avión determinado.

Factores que afectan el Aterrizaje

a.) *Peso.* Un mayor peso de aterrizaje aumenta la longitud de la pista necesaria para detener al avión. Esto se debe a que en estas condiciones,los sistemas de frenos del avión deben detener una mayor masa inerte, la cual posee una energía cinética dada.

b.) *Viento.* El viento en contra disminuye la distancia de aterrizaje, pues disminuye la velocidad terrestre del avión en la aproximación final. Además, una vez establecido el contacto con la pista, el viento en contra aumenta la resistencia al avance.

c.) *Velocidad de Aterrizaje.* La velocidad de aterrizaje es una característica propia de cada avión y depende de su diseño y propósito. Normalmente es 1,3 veces superior a la de stall.

Aviones de altas velocidades de vuelo poseerán altas velocidades de aterrizaje y necesitarán , en consecuencia, una gran longitud de pista para esta maniobra. Esto se debe a que el avión posee una gran energía cinética para disipar durante la carrera de aterrizaje, debido a su gran velocidad. Así por ejemplo si la velocidad de aterrizaje aumenta en un 10%, la distancia de aterrizaje resulta aumentada en un 21%.

d.) *Elevación de la Pista.* En las pistas situadas a gran altura todos los aviones necesitan una mayor longitud de pista que al nivel del mar, para aterrizar. Esto se debe a que si los otros factores permanecen constantes, para mantener una determinada condición de vuelo, el avión necesita mayor velocidad para compensar la menor densidad del aire. Luego la velocidad de aproximación y aterrizaje será mayor que al nivel del mar.

En consecuencia, se requerirá mayor longitud de pista para aterrizar.

e.) *Tipo de Pista.* Si se considera la aplicación de una correcta técnica de frenos en el aterrizaje, el tipo de la pista no influye mayormente en la distancia de aterrizaje, siempre que no se trate de casos extremos de desnivel o mala calidad de la pista.

Aterrizajes con Viento de Costado

El viento de costado en los aterrizajes hace que el avión toque la pista en una dirección hacia adelante y hacia el costado. Los esfuerzos de costado en el tren de aterrizaje, lo someten a fuerzas para los cuales no fué diseñado y pueden producirle daños estructurales. El piloto puede evitar este esfuerzo de costado, desarrollando una buena técnica de "aterrizajes con viento de costado".

Hay tres métodos de corrección del viento de costado: Ronzando, deslizando o el método combinado.

a.) *Ronzando.* Consiste en ronzar el avión hacia el viento lo justo para corregir el efecto deslizante del viento (deriva).

Este método es muy difícil de efectuar pues exige quitar la corrección justo en el momento antes de tocar tierra. Si el piloto se adelanta, el avión cae derivando igual que antes y si se atrasa, el avión recibe un impacto de costado en el tren de aterrizaje.

b.) *Deslizando.* Consiste en bajar el ala del lado del viento, lo justo para corregir su efecto. Para evitar el viraje al lado del viento, el piloto debe presionar el pedal contrario.

El avión debe tocar la pista en esta posición y nivelar las alas inmediatamente después. El piloto debe tener cuidado de no tocar el suelo con el ala baja, si la intensidad del viento es muy alta.

c.) *Método Combinado.* La combinación de ambos métodos permite reducir el ronzamiento y el deslizamiento al mínimo. Su empleo se recomienda en condiciones de fuertes vientos de costado.

Aterrizaje en Ruedas (Para tren convencional)

Es aconsejable en condiciones de gran intensidad del viento y consiste en tocar tierra con el tren prinicipal solamente, manteniendo la cola levantada.

Se debe efectuar a una mayor velocidad que la normal, para que el piloto posea positivo control del avión en todo momento.

El ángulo de ataque se mantiene en valores bajos y debido a que el centro de gravedad está localizado muy cerca de las ruedas, no se producen botes.

a.) El más común y peligroso error en el aterrizaje, es no mantener y por el contrario disminuír, la velocidad de aproximación en final.

Esta disminución de la velocidad especialmente si es excesiva implica un gran aumento del ángulo de ataque y el peligro consecuente de un stall a baja altura, con tren y flaps abajo.

Además, si se disminuye la velocidad de aproximación, el ángulo de planeo o descenso aumenta y si el piloto iba corto en la aproximación, el levantar la naríz (aumento del ángulo de ataque y disminución de la velocidad) lo hará mas corto aún. Si retrae los flaps, el accidente es seguro.

En consecuencia, la velocidad de aproximación debe mantenerse en todo caso, pues además de permitir un seguro control del avión, proporciona la máxima distancia de planeo.

b.) Un ángulo de planeo muy pronunciado, especialmente en aviones modernos de baja razón de áspecto (normalmente de flecha pronunciada) da una razón de descenso alta y exige rápidas reacciones durante el aterrizaje. Cualquier descuido, puede ocasionar un aterrizaje brusco.

El piloto debe mantener y controlar con la potencia, la razón de descenso, lo que proporcionará un ángulo de aproximación adecuado.

c.) Excesiva velocidad de aproximación. Además de aumentar considerablemente la carrera de aterrizaje y exigir considerable desgaste de los frenos, posibilita el contacto de la rueda de naríz primero, dañándola o produciendo botes peligrosos.

Por lo tanto, se puede observar que un requisito indispensable para un buen aterrizaje es una buena aproximación.

La mantención de la velocidad y del ángulo de descenso correcto por sí garantizan un buen aterrizaje. (Se observa otra vez la necesidad de contar con un instrumento indicador de ángulo de ataque durante el aterrizaje).

Efecto de Superficie

Durante la segunda guerra mundial, un bombardero B-29 se vió obligado a intentar un amarizaje, por averías en un motor que no le permitía mantener la altura. Estaba obligado a descender controladamente. Tomadas todas las medidas para el amarizaje, con sorpresa el piloto notó que a ras del agua (algunos metros sobre la superficie) el avión podía mantener la altura sin dificultades e incluso la velocidad había aumentado para la misma potencia. Resultado: el piloto pudo llegar a la base, volando a ras del agua, donde no tuvo dificultad para aterrizar por el menor peso que el avión tenía debido al consumo de combustible.

El origen de esta sustentación adicional se produce por el "efecto de tierra" que se origina cuando un avión vuela a muy poca altura sobre el terreno o agua. Más lógicamente este efecto debería definirse como "efecto de superficie", pues se produce igualmente sobre agua o tierra.

El efecto superficie es particularmente notorio durante los aterrizajes y despegues. Durante los aterrizajes, el avión entra en efecto superficie, produciéndose un aumento de la sustentación. (tendencia a flotar del avión), disminución de la resistencia (mayor velocidad) y pequeñas variaciones en la estabilidad longitudinal (el avión tiende a bajar la naríz).

En el despegue el avión sale del efecto superficie y todos los efectos que experimenta, son opuestos a los del aterrizaje.

Cuando el avión vuela cerca de la superficie terrestre, el flujo sobre el ala y sobre el estabilizador horizontal es alterado, debido a que las velocidades no pueden tener una componente vertical, en el plano de la tierra. El ángulo de deflexión (ε) disminuye, disminuye el ángulo de ataque inducido, decrece la resistencia inducida y aumenta la sustentación. La fuerza aerodinámica del ala resulta más inclinada hacia adelante, lo que aumenta su componente vertical (sustentación) y disminuye su componente horizontal (resistencia inducida). Esta disminución de la resistencia total y aumento de la sustentación debido al efecto de superficie explica la tendencia a flotar de los aviones durante el aterrizaje.

Para fines prácticos se considera que el efecto de superficie máximo se encuentra a una altura equivalente a la duodécima parte de la envergadura alar.

Spin

1.-*Introducción.* En los primeros días del desarrollo de la aviación, los "spins de cola", como entonces se les llamaba, eran por lo general, fatales.

El único factor responsable de estas desgracias era " la ignorancia" casi absoluta de los principios aerodinámicos que regulan la maniobra. A nadie podía culparse de esa ignorancia, pues la Aerodinámica, como ciencia fundamental que el piloto requiere conocer, no había puesto aún en sus manos las armas del pilotaje para enfrentarla con éxito.

Hoy día, la irrecuperabilidad de un spin pertenece a la historia.

El Manual de Vuelo pone en las manos del piloto, todos los antecedentes que éste requiere para recuperlo en forma segura.

La maniobra en sí, es la combinación de rotación en torno a los ejes lon-

gitudinal y vertical y deslizamiento lateral (simultáneamente), lo que se traduce en un descenso helicoidal.

2. *Causa y Efecto.* Se define el spin como un "stall agravado" que resulta en autorotación. En consecuencia, el requisito primario del spin es el stall aerodinámico (condición donde el aumento del ángulo de ataque resulta en una disminución del coeficiente de sustentación). Esto quiere decir, que un spin no puede producirse sin haberes producido primero el stall.

Aún más, un stall normalmente se convertirá en spin, cuando el piloto no tome acción correctiva a tiempo y permita que el stall progrese.

La causa directa del spin es la autorotación, fenómeno que solo se produce cuando el avión ha alcanzado la condición previa de stall. A su vez, producido el stall, para que haya autorotación debe haber rotación del avión en torno a su eje longitudinal (momento de inclinación), en tal forma que un ala baje. Esta ala al bajar aumenta su ángulo de ataque, con lo que disminuye la sustentación y tiende a caer más (no se olvide que ya se habría sobrepasado el ángulo crítico) y además aumentó su resistencia. Lo contrario ocurre con el ala que sube, generándose una diferencia de sustentación entre ambas alas, que produce "autorotación" del avión en torno al eje longitudinal. Esta autorotación continuará por sí sola hasta que se tome acción correctiva.

En las prácticas de la maniobra el piloto presiona el pedal del lado que desea producir el spin. El avión rota en torno al eje vertical llevando la naríz hacia ese mismo lado, retrasando el ala de ese lado y adelantando la opuesta.

El ala retrasada, la del lado del spin, disminuye la velocidad, la sustentación y baja.

El ala adelantada aumenta su velocidad y por lo tanto su sustentación y sube.

Aunque ambas alas están en stall, el fenómeno se produce porque comparativamente un ala está en stall más agravado que la otra y por eso esa ala cae y la otra avanza.

Al caer un ala y subir otra, por efecto del pedal, se inicia, sólo entonces, la autorotación y el avión continúa rotando por sí solo.

Obsérvese que la acción del pedal no es autorotar el avión, si no que baja un ala para que la autorotación se genere. El spin se inicia en consecuencia cuando comienza la autorotación y no cuando se presiona el pedal.

En síntesis, si un ala cae (en un stall por cualquier causa), inmediatamente se producirá "autorotación" y spin. Sin embargo, la autorotación sólo empieza cuando el avión rota por sí solo y no es autorotación el hècho de que el piloto baje un ala (con el pedal del mismo lado), para producirla.

Obsérvese que a ángulos de ataque menores que el crítico (de stall), un aumento del ángulo de ataque produce un aumento de la sustentación y a ángulos de ataque mayores, el fenómeno se invierte y un aumento del ángulo de ataque produce una disminución de la sustentación.

Por esa razón, el stall es requisito previo del spin, por que si un ala cae antes de producirse el stall, el aumento de la sustentación tenderá a levantarla en vez de hacerla caer más, como en el caso de la autorotación.

3.- *Recuperada del Spin.* Aunque la técnica específica de recuperada del spin la indica el Manual de Vuelo del avión, las características generales pueden derivarse fácilmente de la aerodinámica de la maniobra. Puesto que el spin es un stall agravado hasta producirse la autorotación, la recuperada deberá forzosamente detener la autorotación y llevar el ángulo de ataque a valores menores que el de stall. (recuperar el stall aerodinámico).

Ahora , como deben detenerse la autorotación, el movimiento de ronza y llevar el ángulo de ataque a valores normales, dependerá del tipo, diseño y características de vuelo del avión.

4.- *Spin Plano.* El Spin plano es una maniobra anormal, en la cual los procedimientos y técnicas de recuperada aplicables al spin normal, no son efectivas.

En este tipo de spin el avión inicia solamente el movimiento de ronza, con oscilaciones en actitud e inclinación, pero manteniendo la actitud en un ángulo pequeño con respecto al horizonte.

A medida que el spin progresa aumenta la ronza o giro en torno al eje vertical y disminuyen las oscilaciones. Justamente, característica distintiva del spin plano es que no existen oscilaciones de actitud ni de inclinación.

5.- *Spin Invertido.* El spin invertido requiere la condición previa del stall invertido.

En un stall invertido, la separación se produce en la curvatura inferior del ala y a ángulos de ataque negativos.

CAPITULO II - AVIONES Y MOTORES

Una de las actividades más importantes en la promoción de la seguridad en la aviación es el Certificado de Aeronavegabilidad de los aviones. Cada avión certificado por la Administración Federal de Aviación (FAA) ha sido fabricado bajo especificaciones rígidas de diseño, materiales, mano de obra, construcción y performance. Este proceso de certificación proporciona una seguridad adecuada de que el avión no fallará desde un punto de vista estructural, si el avión es mantenido apropiadamente y volado dentro de las limitaciones claramente especificadas. Sin embargo, esto puede no ser cierto si el avión es mal usado, mantenido incorrectamente, o volado sin respetar sus limitaciones.

La meta de los diseñadores y fabricantes de aviones es de obtener eficiencia máxima, combinada con una solidez adecuada. Una solidez excesiva requiere peso adicional, lo que baja la eficiencia del avión, reduciendo su velocidad y la cantidad de carga útil que puede llevar.

Este capítulo trata sobre la estructura del avión, incluyendo los sistemas de control de vuelo, flaps de las alas, tren de aterrizaje, operación del motor, accesorios del motor, e instrumentos asociados del motor. También se incluye material relacionado con documentos del avión, mantención del avión y procedimientos de inspección.

Estructura del Avión

Como se dijo en el Capítulo I, la solidez estructural requerida se basa en la intención de uso del avión. Un avión que será usado para vuelo normal no necesita la solidez de un avión que va a ser usado para vuelo acrobático u otros propósitos especiales, algunos de los cuales involucran severos esfuerzos en vuelo.

Se han desarrollado numerosos diseños de alas en un esfuerzo por determinar el mejor tipo para un propósito específico. Básicamente, todas las alas son similares a aquellas utilizadas por los hermanos Wright y otros pioneros. Se ha efectuado modificaciones, sin embargo, para aumentar la capacidad de sustentación, reducir la fricción, aumentar la solidez estructural, y en general mejorar las características de vuelo. Los diseños de alas están sujetos a análisis rigurosos antes de ser aprobados para el uso en aviones certificados. Las pruebas de resistencia determinan el efecto de las fuerzas y tensiones que se puede encontrar durante el vuelo.

La solidez del avión se mide básicamente por medio de la carga total que las alas son capaces de soportar sin daño permanente a la estructura alar. La carga impuesta sobre las alas depende del tipo de vuelo al cual se someta el avión. El ala debe soportar no solamente el peso del avión, sino cargas adicionales causadas durante ciertas maniobras de vuelo, tales como virajes y salidas de picadas. El aire turbulento también crea cargas adicionales y estas cargas aumentan a medida que aumenta la severidad de la turbulencia.

Para lograr la eficiencia máxima de construcción sin sacrificar la seguridad, la FAA ha establecido varias categorías de aviones cada una con requerimientos mínimos de solidez. El piloto se informa de las limitaciones de cada aeronave por medio de marcaciones en los instrumentos, placas en los tableros de instrumentos, limitaciones de operación adjuntas a los certificados de aeronavegabilidad y por el Manual de Vuelo del Avión, o el Manual de Operación para el Piloto.

Sistemas de Control de Vuelo. Los sistemas de control de vuelo en la mayoría de los aviones de aviación general consisten en los controles de la cabina, cables, poleas y uniones conectadas a las superficies de control móviles fuera del avión.

Hay tres sistemas de control de vuelo primarios y dos secundarios. Los sistemas de control de vuelo primario consisten en el elevador, alerón, y timón, los cuales son esenciales para el control del avión. Los sistemas de control secundarios consisten en las aletas compensadoras y los flaps de las alas. Las aletas compensadoras permiten al piloto aliviar y/o eliminar las presiones sobre los controles y los flaps permiten al piloto cambiar las características de sustentación del ala y también disminuir la velocidad a la cual entra en stall el ala. Todos los sistemas de control de vuelo, a excepción de los flaps de las alas, fueron tratados en el Capítulo I. Los flaps serán tratados ahora.

Flaps de las Alas. Los flaps de las alas son una parte móvil del ala, normalmente abisagradas por dentro del borde de fuga de cada ala. Los flaps son extendidos o retraídos por el piloto. Al extender los flaps, se aumenta la comba del ala, la superficie alar (algunos tipos) y el ángulo de ataque del ala. Esto aumenta la sustentación del ala y también aumenta la resistencia inducida. La mayor sustentación lograda permite al piloto efectuar aproximaciones más pronunciadas hacia un aterrizaje sin un aumento de la velocidad aérea.

Su uso en posiciones recomendadas también proporciona un aumento de la sustentación bajo ciertas condiciones de despegue. Cuando no se necesita más de los flaps, estos deben ser retraídos.

Se advierte a los pilotos que operen los flaps dentro de las limitaciones de velocidad aérea establecidas para el avión en particular que se vuela. Si se exceden las limitaciones de velocidad, el aumento de las fuerzas de resistencia creadas al extender los flaps pueden producir daños estructurales al avión.

La Figura 2-1 muestra los tres tipos de flaps en uso general: (A) el flap normal o sencillo es una porción del borde de fuga del ala sobre un pivote abisagrado que permite que el flap pueda ser desplazado hacia abajo, cambiando así la línea de cuerda, el ángulo de ataque y la comba del ala; (B) el flap partido es una porción abisagrada de la superficie inferior del ala solamente, la cual al ser extendida aumenta el ángulo de ataque al cambiar la línea de cuerda;(C) el flap Fowler, el cual al ser extendido, no solamente se inclina hacia abajo, sino que también se desliza hacia atrás sobre correderas. Esto aumenta el ángulo de ataque, la comba de las alas, y la superficie alar, proporcionando así una sustentación adicional sin aumentar la resistencia en forma significativa.

En los tres tipos de flaps, el efecto práctico es de permitir un ángulo de descenso más pronunciado sin un aumento en la velocidad aérea. Los flaps extendidos permiten también el uso de una velocidad menor en una aproximación y aterrizaje, reduciendo así la distancia de la carrera de aterrizaje.

Tren de Aterrizaje. El sistema del tren de aterrizaje soporta el avión durante la carrera de despegue, aterrizaje, carreteo, y cuando se estaciona. Estas operaciones en tierra requieren que el tren de aterrizaje sea capaz de dirigir, frenar y absorber golpes.

La rueda de naríz o de cola dirigible permite que el avión sea controlado por el piloto en todas las operaciones mientras esté en tierra. Los frenos individuales instalados en cada rueda principal permiten al piloto utilizar cualquier freno individualmente como ayuda a la dirección o, aplicando ambos frenos simultáneamente, el piloto puede desacelerar o detener el avión. Piernas con amortiguación hidráulica o resortes de hojas son instalados en los diversos tipos de sistema de trenes de aterrizaje para absorber el impacto de los aterrizajes, o los golpes de carreteo sobre terreno disparejo.

Hay dos tipos básicos de trenes de aterrizaje utilizados en aviones livianos. Estos son el tren de aterrizaje convencional y el tren de aterrizaje triciclo.

El tren de aterrizaje convencional, que fue utilizado en la mayoría de los aviones fabricados hace algunos años, todavía se usa en algunos aviones diseñados para operaciones sobre terreno disparejo. Este sistema de tren de aterrizaje consiste en dos ruedas principales y una rueda de cola. La amortiguación es proporcionada generalmente sobre el tren de aterrizaje principal por medio de neumáticos inflados y amortiguadores, mientras que en la rueda de cola es proporcionado por un conjunto de resortes al cual ella se aperna. La rueda de cola generalmente es dirigible por los pedales del timón en por lo menos 15º a cada lado de un punto central más allá del cual, queda libre para pivotear totalmente.

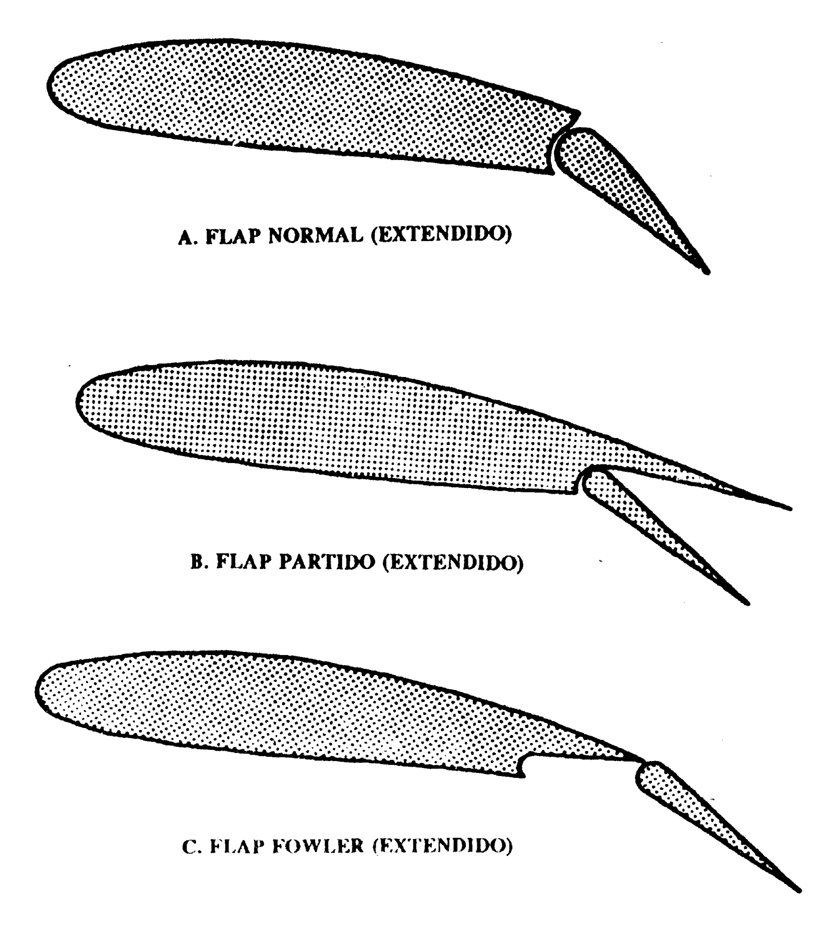


Figura 2-1. Flaps de las Alas.

El tren de aterrizaje triciclo se utiliza en la mayoría de los aviones fabricados hoy en día. Este sistema de tren de aterrizaje tiene ventajas sobre el tren convencional, porque proporciona características más estables y sencillas de manejo en tierra. El tren de aterrizaje principal está construído en forma similar al tren de aterrizaje principal del sistema convencional, pero está ubicado más hacia atrás en el avión. La rueda de nariz es generalmente dirigible en por lo menos 10º a cada lado del centro, más allá de lo cual queda libre para pivotear dentro de ciertos límites. Esto permite virajes más pronunciados durante el carreteo. La amortiguación es proporcionada en la rueda de naríz mediante una pierna con amortiguación hidráulica.

Algunos aviones livianos están equipados con tren de aterrizaje retráctil. Al retraer el tren, se reduce la resistencia y aumenta la velocidad aérea sin potencia adicional. El tren de aterrizaje normalmente se retrae dentro del ala o del fuselaje a través de una apertura que es cubierta por puertas una vez retraído . Esto proporciona un flujo de aire sin restricción a través de la apertura que contiene al tren. La retracción o extensión del tren de aterrizaje es lograda, por sistemas operados eléctrica o hidráulicamente y comandado por medio de controles desde adentro de la cabina. Generalmente se proporciona indicadores de advertencia en la cabina para indicar si las ruedas están extendidas y aseguradas, o retraídas . En casi todas las instalaciones de trenes de aterrizaje retráctiles,se proporciona un sistema de emergencia para la extensión del tren en caso que el mecanismo principal no lo baje .

Sistema Eléctrico. Se necesita energía eléctrica para operar los equipos de radios, de navegación y de comunicaciones, las luces y otros equipos del avión.

Muchos aviones antiguos no estaban equipados con sistema eléctrico. Estos estaban equipados con un sistema de magneto, el cual suministraba energía eléctrica solamente al sistema de encendido del motor. Los aviones modernos todavía utilizan un sistema de magneto independiente, pero adicionalmente están equipados con un sistema eléctrico. El sistema de magneto no depende del sistema eléctrico del avión para su operación. En otras palabras, el sistema eléctrico del avión puede ser desconectado en vuelo y el motor continuará operando en forma eficiente, utilizando la energía eléctrica suministrada por los magnetos.

La mayoría de los aviones livianos están equipados con un sistema eléctrico de 12 voltios de corriente contínua. Los aviones más grandes están equipados con un sistema de 24 voltios para proporcionar una capacidad de reserva eléctrica para los sistemas más complejos, incluyendo energía adicional para el arranque.

El sistema eléctrico básico de un avión consiste en los siguientes componentes:

1.- Alternador o generador.
2.- Batería.
3.- Interruptor principal o interruptor de la batería (Master).
4.- Barra colectora, fusibles y disyuntores.
5.- Regulador de voltaje.
6.- Amperímetro.
7.- Motor de arranque.
8.- Cablería eléctrica asociada.
9.- Accesorios.

Los generadores o alternadores propulsados por el motor suministran energía eléctrica al sistema eléctrico y también mantienen una carga eléctrica suficiente en la batería, la que es utilizada primordialmente para el arranque.

Hay varias diferencias básicas entre generadores y alternadores. La mayoría de los generadores no producirán una cantidad suficiente de energía eléctrica a bajas rpm del motor como para operar todo el sistema eléctrico. Por lo tanto, durante las operaciones a bajas rpm del motor, las necesidades eléctricas deben ser sacadas de la batería, la cual en poco tiempo puede quedar descargada.

Un alternador, sin embargo, produce una cantidad suficiente de energía eléctrica a velocidades bajas del motor, generando primero corriente alterna, la cual es convertida en corriente contínua. Otra ventaja es que la generación de energía eléctrica de un alternador es más constante a través de las gamas de velocidades del motor. Los alternadores son además más livianos en peso, menos costosos de mantener, y menos propensos a sobrecargarse bajo condiciones de fuertes demandas eléctricas.

La energía eléctrica almacenada en una batería proporciona una fuente de electricidad para arrancar el motor y una cantidad limitada de electricidad para ser utilizada en el caso que falle el generador o el alternador.

Algunos aviones están equipados con enchufes exteriores a los cuales se puede conectar unidades de potencia auxiliares (APU) para suministrar corriente eléctrica para el arranque. Estas son muy útiles, especialmente durante los arranques en tiempo frío. Se debe tener ciudado al arrancar motores mediante el uso de unidades de potencia auxiliares cuando la batería está descargada. Si se hace ésto, la energía eléctrica será forzada dentro de la batería descargada, causando que la batería se sobrecaliente y posiblemente explote, resultando en daños al avión.

Se instala un interruptor principal (Master) en los aviones para proporcionar un medio para que el piloto pueda dar y cortar el sistema eléctrico. Al dar el interruptor principal, se proporciona energía eléctrica a todos los circuitos con excepción del sistema de encendido. Aunque se puede encontrar equipo eléctrico adicional en algunos aviones, la siguiente lista detalla los equipos más comunes, todos los cuales utilizan el sistema eléctrico como su fuente de energía:

1.- Luces de posición.
2.- Luces de aterrizaje.
3.- Luces de carreteo.
4.- Luces anticolisión.
5.- Luces interiores de la cabina.
6.- Luces de instrumentos.
7.- Equipo de radio.
8.- Flaps eléctricos.
9.- Coordinador de viraje.
10.- Marcadores de combustible.
11.- Sistema de advertencia de stall.
12.- Calefactor de tubo pitot.
13.- Encendedor de cigarrillos.

Algunos aviones están equipados con un interruptor de batería, el cual controla la energía eléctrica hacia el avión de manera similar al interruptor principal. Junto a él, se instala un interruptor del alternador, el cual permite al piloto excluir el alternador del sistema eléctrico en caso de una falla de éste. Con el interruptor del alternador en "off", toda la demanda eléctrica es colocada sobre la batería. Por lo tanto, todo equipo no esencial debe ser desconectado para conservar la energía en la batería.

Se utiliza una barra colectora como terminal en el sistema eléctrico del avión para conectar el sistema eléctrico principal al equipo que utiliza electricidad como fuente de poder. Esto simplifica el sistema de cableado y proporciona un punto común desde el cual el voltaje puede ser distribuído por todo el avión (Figura 2-2).

Se utilizan fusibles o disyuntores en el sistema eléctrico para proteger de cualquier sobrecarga los circuitos y equipos. Se debe llevar en el avión fusibles de repuesto del límite de amperaje apropiado para reemplazar aquellos fusibles defectuosos o fundidos. Los disyuntores tienen la misma función que un fusible, pero pueden ser activados manualmente, más bien que reemplazados si ocurre una condición de sobrecarga en el sistema eléctrico. Rótulos en la ubicación del fusible o del disyuntor identifican el circuito por

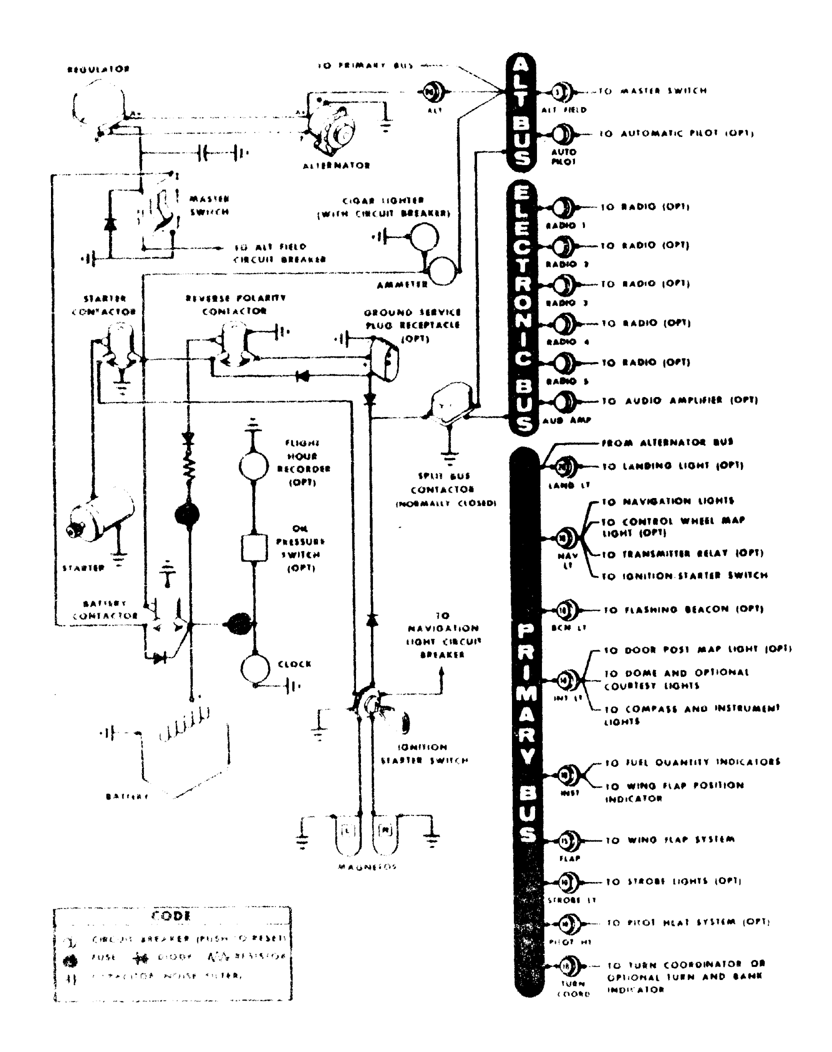


Figura 2-2. Esquema del Sistema Eléctrico.

nombre y si se utilizan fusibles, indican el límite de amperaje del fusible (Figura 2-3).

El amperímetro es un instrumento utilizado para monitorear el comportamiento del sistema eléctrico del avión. No todos los aviones están equipados con amperímetro. Algunos están equipados con una luz, la cual al estar encendida, indica una descarga en el sistema como malfuncionamiento del generador/alternador.

El amperímetro indica si el generador/alternador está produciendo un suministro adecuado de energía eléctrica al sistema, midiendo los amperes de electricidad. Este instrumento indica también si la batería está recibiendo una carga eléctrica. La carátula de la mayoría de los amperímetros está diseñada con un punto cero en el centro superior del dial y un valor positivo hacia la derecha del centro; y negativo hacia la izquierda (fig.2-4). La aguja vertical se desplaza hacia la derecha o hacia la izquierda, dependiendo del comportamiento del sistema eléctrico. Si la aguja indica un valor positivo, esto significa que la batería está siendo cargada. Después de extraer energía de la batería para el arranque, la aguja indicará un apreciable valor positivo de carga durante aproximadamente 30 minutos, y luego se estabilizará a un menor valor positivo de carga.

Si la aguja indica un valor negativo, esto significa que la generación de energía del generador o alternador es inadecuada y la energía está siendo suministrada desde la batería para alimentar el sistema. Esto puede ser causado ya sea por un generador/alternador defectuoso o por una sobrecarga en el sistema, o ambos; como también por una caja reguladora defectuosa. Una descarga o deflección total del amperímetro, o una fluctuación rápida de la aguja generalmente significa un malfuncionamiento del generador/alternador. Si ocurre ésto, el piloto debe desconectar el generador/alternador del sistema y preservar la energía de la batería reduciendo la demanda sobre el sistema eléctrico.

El regulador de voltaje controla el régimen de carga a la batería, estabilizando la entrega del generador o alternador. El voltaje de salida del generador/alternador es generalmente algo más alto que el voltaje de la batería. Por ejemplo, un sistema de batería de 12 voltios sería alimentado por un sistema de generador/alternador de aproximadamente 14 voltios. La diferencia de voltaje mantiene cargada la batería.

Se instala un inversor en algunos aviones para cambiar la corriente contínua en coriente alterna.

Funcionamiento del Motor

El conocimiento de algunos principios generales sobre el funcionamiento del motor ayudarán al piloto a obtener una mayor seguridad y eficiencia

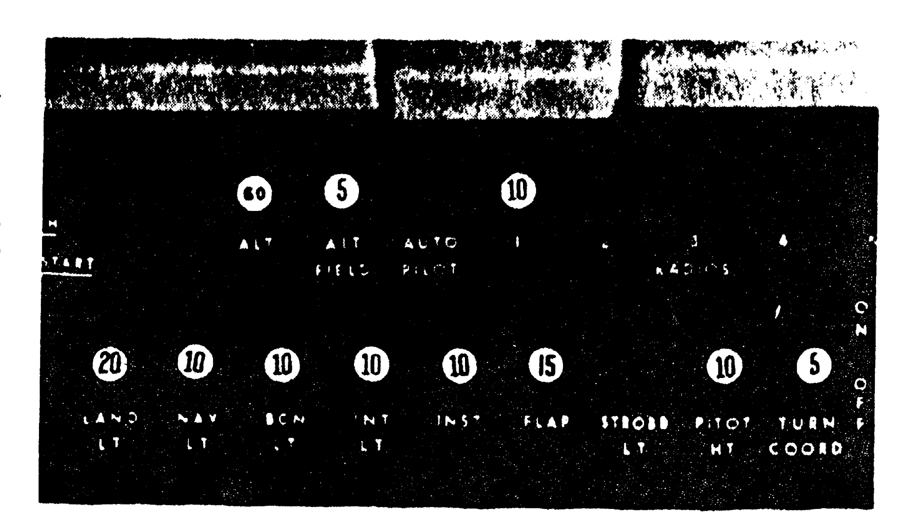


Figura 2-3. Tablero de disyuntores.

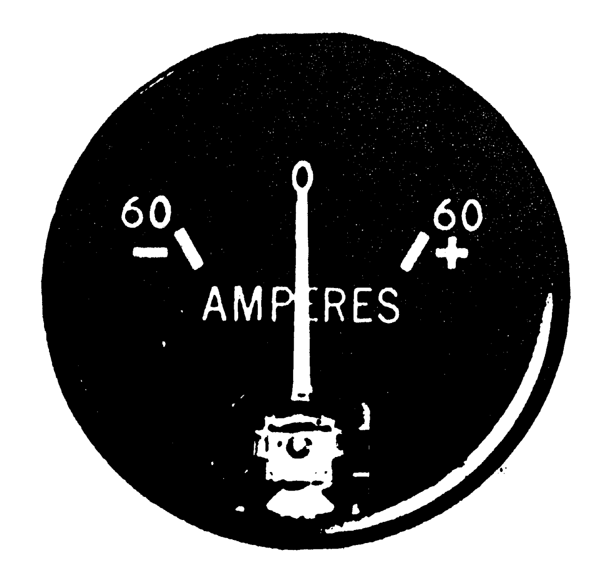


Figura 2-4. Amperímetro.

en su operación y, en muchos casos, este conocimiento ayudará a evitar fallas en el motor.

En este corto capítulo, no es práctico discutir en profundidad los diversos tipos de motores y sus detalles operacionales más finos, los que pueden ser aprendidos solamente por medio de la experiencia. Información del Manual de Instrucciones del Fabricante; familiarización con las limitaciones de operación para el motor del avión; y consejos específicos de un instructor de vuelo, combinado con la información contenida en esta sección, deben proporcionar una información adecuada sobre la operación satisfactoria del motor del avión.

Como funciona un motor. La mayoría de los motores de los aviones livianos son de combustión interna del tipo recíproco que operan bajo el mismo principio que los motores de automóviles. Se les llama motores recíprocos, porque ciertas piezas se mueven en sentido alternativo en contraste a un movimiento circular, tal como una turbina. Algunos aviones pequeños están equipados con motores de turbina, pero este tipo no será tratado en este manual. Según se muestra en la Fig.2-5, el motor recíproco consiste en cilindros, pistones, bielas y un cigueñal. Un extremo de la biela está conectado a un pistón y el otro extremo al cigueñal. Esto convierte el movimiento en línea recta del pistón en movimiento rotatorio del cigueñal, el cual hace girar la hélice. En el extremo cerrado del cilindro, normalmente hay dos bujías que encienden el combustible, y dos aperturas en las cuales abren y cierran las válvulas. Una válvula (válvula de admisión) al abrirse deja entrar la mezcla de combustible y aire, y la otra (válvula de escape) al abrirse permite escapar los gases quemados. Para que el motor complete un ciclo, el pistón debe completar cuatro carreras. Esto requiere dos revoluciones del cigueñal. Los cuatro tiempos son la admisión, compresión, trabajo y escape. Lo siguiente describe un ciclo de operación del motor.

El Diagrama A de la Figura 2-6 muestra el pistón alejándose de la cabeza del cilindro. Se abre la válvula de admisión y la mezcla de combustible/aire es admitida dentro del cilindro. *Esta es la carrera de admisión.*

El Diagrama B muestra el pistón retornando a la cabeza del cilindro. Ambas válvulas están cerradas, y la mezcla de combustible/aire es comprimida. *Esta es la carrera de compresión.*

El Diagrama C muestra que cuando el pistón está aproximadamente en la parte superior de la cabeza del cilindro, una chispa desde las bujías enciende la mezcla, la cual se quema a un régimen controlado. La expansión del gas que se quema ejerce presión sobre el pistón, forzándolo hacia abajo. *Esta es la carrera de trabajo.*

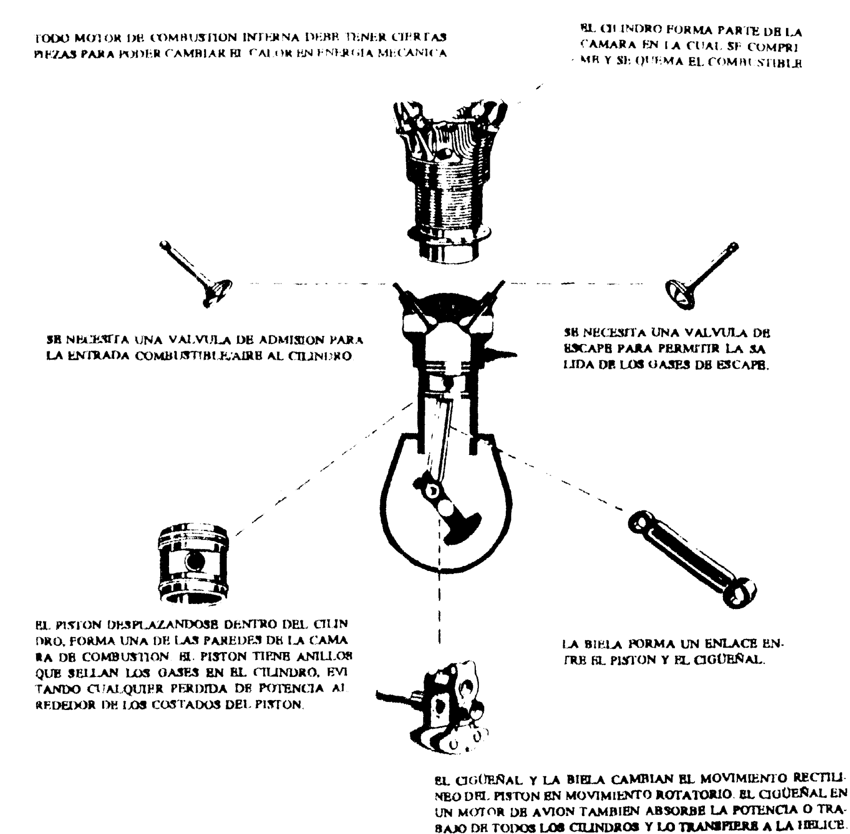


Figura 2-5. Partes básicas de un motor recíproco.

El Diagrama D muestra que justo antes que el pistón complete la carrera de trabajo, comienza a abrirse la válvula de escape, y los gases quemados son forzados hacia afuera a medida que el pistón retorna hacia la parte superior del cilindro. *Esta es la carrera de escape.* El ciclo está entonces listo para comenzar nuevamente como se muestra en el Diagrama A.

Por esta descripción, obsérvese que cada cilindro del motor entrega potencia solamente una vez en cada cuatro carreras del pistón, o cada dos revoluciones del cigueñal. El momento de inercia del cigueñal impulsa al pistón

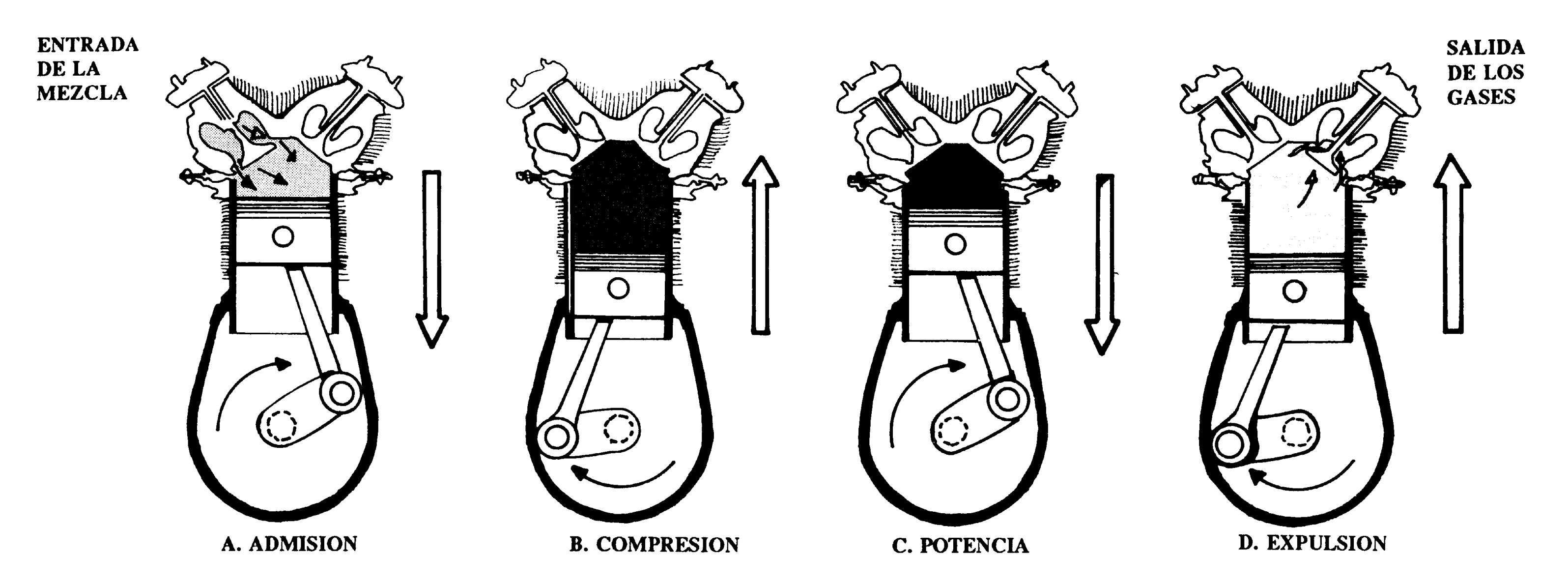


Figura 2-6. Las cuatro carreras del Pistón producen: (A) la mezcla de combustible (gris claro) es admitida en el cilindro por el recorrido hacia abajo; (B) la mezcla (gris más oscuro) es comprimida por el recorrido hacia arriba; (C) la chispa enciende la mezcla (rojo) forzando hacia abajo el pistón y produciendo potencia que hace girar la hélice; (D) los gases quemados (rojo claro) son empujados fuera del cilindro por el recorrido hacia arriba.

a través de los otros tres tiempos, aunque el diagrama muestra la acción de solo un cilindro. Para aumentar la potencia y ganar en suavidad de operación, se agrega otros cilindros y las carreras de trabajo son programadas para que ocurran a intervalos sucesivos durante la revolución del cigueñal.

Se clasifica los motores de avión por las diversas configuraciones en que están dispuestos los cilindros alrededor del cigueñal central. La mayoría de los motores de avión de aviación general son clasificados como de cilindros opuestos horizontalmente, que son los que tienen bancos de cilindros dispuestos en dos corridas, directamente opuestos el uno al otro y utilizando el mismo cigueñal.

Los motores recíprocos más grandes y potentes son clasificados como motores radiales. En estos motores, los cilindros están dispuestos en un patrón circular alrededor del cigueñal, el cual está colocado en el centro del circulo.

Otras clasificaciones de motor son el motor en línea, con los cilindros dispuestos en una corrida recta, y el tipo "V" con los cilindros dispuestos en dos corridas formando una "V", similar al motor V-8 utilizado en automóviles.

Sistema de Enfriamiento. El combustible que se quema dentro de los cilindros produce un calor intenso, la mayoría del cual es expelido a través del escape. Sin embargo, gran cantidad del calor restante debe ser removido para evitar que el motor se recaliente. En casi todos los motores de automóvil, el exceso de calor es disipado por el agua que circula alrededor de las paredes de los cilindros.

La mayoría de los motores de aviones livianos son enfriados por aire. El proceso de enfriamiento es logrado mediante aire frío que es forzado dentro del compartimiento del motor a través de aberturas al frente de la capota del motor. Este aire forzado es dirigido por deflectores sobre las aletas adheridas a los cilindros y a otras partes del motor, donde el aire absorbe el calor del motor. La expulsión del aire caliente se efectúa a través de una o dos aperturas en la parte inferior trasera de la capota del motor.

Algunos aviones están equipados con un dispositivo conocido como flaps de la capota del motor (cowl flaps), los cuales se utilizan para controlar la temperatura del motor durante diversas operaciones de vuelo. Los flaps de capota del motor son cubiertas abisagradas que calzan sobre la abertura a través de la cual es expulsado el aire caliente. Al regular la abertura del flap de capota del motor, el piloto puede regular la temperatura del motor durante el vuelo. Si la temperatura del motor es baja, se puede cerrar el flap de capota del motor, restringiendo así el flujo de aire caliente expulsado y aumentando la temperatura del motor. Si la temperatura del motor es alta, se puede abrir los flaps de capota del motor para permitir un mayor flujo de aire a través del sistema, disminuyendo así la temperatura del motor. Generalmente se abren los flaps de capota del motor durante vuelos a baja velocidad aérea y de alta potencia, tales como despegue y ascensos. Durante las velocidades más altas y operaciones a menor potencia, tales como vuelo crucero y descensos, se cierran los flaps.

Bajo condiciones de operación normales en aviones no equipados con flaps de capota del motor, la temperatura del motor puede ser controlada cambiando la velocidad aérea, o la potencia desarrollada por el motor. Se puede disminuir las altas temperaturas del motor al aumentar la velocidad aérea y/o reducir la potencia.

El indicador de temperatura de aceite indica la temperatura del aceite, que es calentado por el motor; por lo tanto, este indicador da una indicación indirecta y retardada de los aumentos de temperatura del motor. Sin embargo, se debe usar el indicador de temperatura de aceite para determinar la temperatura del motor si este es el único medio disponible.

Muchos aviones están equipados con un indicador de temperatura de cabeza del cilindro. Este es un instrumento adicional que indicará un cambio de temperatura directo e inmediato del motor. Este instrumento está calibrado en grados Celsius o Fahrenheit, y generalmente tiene códigos de color con un arco verde para indicar la gama de operación normal. Una línea roja en el instrumento indica la temperatura de motor máxima permitida.

Para evitar temperaturas excesivas en la cabeza del cilindro, el piloto puede abrir los flaps de capota del motor, aumentar la velocidad aérea, enriquecer la mexcla, o reducir la potencia. Cualquiera de estos procedimientos ayudará a reducir la temperatura del motor. Si se establece un ascenso suave, se aumenta el flujo de aire a través del sistema de enfriamiento, evitando temperaturas de motor excesivamente altas.

Cuando se hace funcionar un avión en tierra, fluye muy poco aire a través de los cilindros (en especial si el motor está estrechamente encapotado) y es posible que se recaliente. El recalentamiento puede ocurrir también durante un ascenso prolongado, porque el motor en ese momento generalmente está desarrollando una alta potencia a una velocidad aérea relativamente lenta.

Si se opera el motor a temperaturas más altas que las de diseño, puede causar pérdida de potencia, consumo excesivo de aceite y detonación. También conducirá a serios daños permanentes, rayas en las paredes de los cilindros, daños a los pistones y anillos y quemaduras y deformación de las vávulas. Para ayudar al piloto a evitar las temperaturas excesivas del motor en vuelo, se debe monitorear a menudo los indicadores de temperatura.

Sistema de Encendido. La función del sistema de encendido es de proporcionar una chispa para encender la mezcla combustible/aire en el cilindro. El sistema de encendido por magneto es utilizado en la mayoría de los motores de aviones, porque produce una chispa más intensa a altas velocidades del motor, de la que puede producir un sistema de encendido por batería como el utilizado en automóviles. Además, no depende de una fuente externa de energía, tal como el sistema eléctrico. Los magnetos son unidades auto-suficientes impulsadas por el motor que suministran la corriente para el encendido. Sin embargo, el magneto debe ser activado rotando el motor antes que suministre la corriente al sistema de encendido. La batería del avión proporciona la energía eléctrica para operar el sistema de arranque. El sistema de arranque hace girar el motor y el magneto suministra entonces la chispa a cada cilindro para encender la mezcla combustible/aire. Una vez que arranca el motor, se desengancha el sistema de arranque y la batería deja de tener participación en el funcionamiento del motor. Si se pone en OFF el interruptor de la batería o el Master, el motor continuará funcionando. Sin embargo, no se debe hacer esto ya que es necesaria la energía de la batería a bajas rpm para operar otros equipos eléctricos (radio, luces,etc.) y, cuando el generador o alternador está operando, la batería estará almacenando carga, si acaso ya no está totalmente cargada.

La mayoría de los motores de avión están equipados con un sistema de encendido dual; es decir, dos magnetos para suministrar la corriente eléctrica a dos bujías para cada cámara de combustión. Un sistema de magneto suministra corriente a un juego de bujías; el segundo sistema de magneto suministra corriente al otro juego de bujías. Es esta la razón por la cual el interruptor del magneto tiene cuatro posiciones: OFF, IZQUIERDO (LEFT), DERECHO (RIGHT), Y AMBOS (BOTH). Con el interruptor en posición "L" o "R", solamente un magneto suministra corriente y solamente un juego de bujías está funcionando. Con el interruptor en la posición BOTH, ambos magnetos están suministrando corriente y ambos juegos de bujías están funcionando . Las ventajas principales del sistema dual son:

1.- Aumento de la seguridad. En caso que falle un sistema de magneto ,

puede operar el motor con el otro sistema hasta poder efectuar un aterrizaje.

NOTA Para asegurarse que ambos sistemas de magneto estén funcionando correctamente, se verifica cada sistema durante la prueba de motor antes del vuelo. Se debe efectuar esta verificación de acuerdo a las recomendaciones del fabricante indicadas en el Manaul del Avión o en el Manual de Operación para el Piloto.

2.- Ignición y combustión de la mezcla mejorados, y en consecuencia, performance mejorada.

Es importante colocar el interruptor de encendido en "AMBOS" para el vuelo, y completamente en "OFF" cuando se detiene el motor después del vuelo. Aún con el interruptor eléctrico principal en "OFF" y el interruptor de encendido "AMBOS", o en "IZQUIERDO", o en "DERECHO", el motor podría encenderse si se moviera la hélice desde afuera del avión. También, si el cable a tierra del interruptor del magneto está desconectado, el magneto está en "ON" aunque el interruptor de encendido esté en la posición "OFF".

Sistema de Combustible. La función del sistema de combustible es de suministrar un medio de almacenar combustible en el avión y de transferir este combustible al motor del avión. Los sistema de combustible se clasifican de acuerdo al método utilizado para suministrar combustible al motor desde los depósitos. Las dos clasificaciones son "alimentación por gravedad" y "sistema de bomba de combustible".

El sistema de alimentación por gravedad utiliza la fuerza de gravedad para transferir el combustible desde los depósitos hasta el motor. Se puede utilizar este sistema en aviones de ala alta, si los depósitos de combustible están instalados en las alas. Esto coloca por sobre el carburador a los depósitos y el combustible es alimentado por gravedad a través del sistema al carburador.

Si el diseño del avión es tal que no se pueda utilizar la gravedad para transferir combustible, se instalan bombas de combustible. Esto es cierto para aviones de ala baja, donde los depósitos de combustible en las alas están ubicados por debajo del carburador.

Se usa un sistema de dos bombas de combustible en la mayoría de los aviones. El sistema de bombeo principal es propulsado por el motor y se suministra una bomba eléctrica adicional para ser usada en caso que falle la bomba del motor. La bomba auxiliar, comunmente conocida como "bomba de impulso" (boost pump), proporciona una confiabilidad adicional al sistema de combustible, y también se le usa como ayuda para arrancar el motor. La bomba eléctrica auxiliar es controlada mediante un interruptor en la cabina.

Debido a la variación de procedimientos en la operación de los sistema de combustible, el piloto debe consultar el Manual de Vuelo del Avión o el Manual de Operación para el Piloto para conocer los procedimientos específicos.

Depósito de Combustible, Selectores, y Filtros. La mayoría de los aviones han sido diseñados para utilizar el espacio en las alas para montar los depósitos de combustible. Todos los depósitos tienen aperturas de llenado cubiertas por una tapa. Este sistema incluye también las líneas que conectan con el motor, un indicador de combustible, filtros, y ventilaciones que permiten que el aire reemplace al combustible consumido durante el vuelo. Se proporciona ventilaciones de rebalse de combustible para descagar combustible en caso que se expanda debido a altas temperaturas, Los tapones de drenaje están ubicados en la parte inferior de los depósitos, de los cuales se puede drenar agua y otros sedimentos de los depósitos.

Las líneas de combustible pasan a través de un conjunto selector ubicado en la cabina, el cual proporciona un medio para que el piloto controle el paso de combustible "On" u "Off" o que seleccione un depósito en particular del cual sacar combustible. El conjunto selector de combustible puede ser una sencilla válvula on/off, o una disposición más compleja que permita al piloto seleccionar depósitos individuales o usar todos los depósitos a la vez.

Muchos aviones están equipados con filtros de combustible, llamados sumideros, ubicados en el punto más bajo de las líneas de combustible, entre el selector y el carburador. Los sumideros filtran el combustible y atrapan el agua y el sedimento en un vaso que puede ser drenado para remover las materias extrañas del combustible.

Cebador de Combustible. Se instala un cebador manual de combustible en algunos aviones para ayudar en el arranque del motor, particularmente cuando el tiempo está frío. La activación del cebador saca combustible de los depósitos y vaporiza el combustible directamente en uno o dos de los cilindros a través de líneas de combustible pequeñas. Cuando los motores están fríos y no generan suficiente calor para vaporizar el combustible, se usa el cebador no solo para arrancar el motor, sino para mantener funcionando el motor hasta que se haya generado suficiente calor en el motor.

Indicador de Presión de Combustible. Si se instala una bomba en el sistema de combustible del avión, este incluye también un indicador de presión de combustible. Este instrumento indica la presión en las líneas de combustible. Se puede conocer la presión normal de operación en el Manual de Operación del Avión o en el indicador por medio de códigos de color.

Sistema de Inducción, Carburación e Inyección. En motores de avión recíprocos, la función del sistema de inducción es de completar el proceso de tomar aire exterior, mezclarlo con el combustible, y entregar esta mezcla a los cilindros. El sistema incluye las tomas de aire y ductos, el carburador o sistema de inyección de combustible, el múltiple de admisión y (si han sido instalados) , los sobrealimentadores o turboalimentadores.

En los motores de aviones livianos se utilizan comunmente dos tipos de sistema de inducción: (1) sistema de carburador, que mezcla el combustible y el aire en el carburador antes que esta mezcla entre en el múltiple de admisión, y (2) sistema de inyección de combustible, en el cual el combustible y el aire son mezclados justo antes de entrar en cada cilindro. El sistema de inyección de combustible no utiliza carburador.

El sistema de carburador utiliza uno de dos tipos de carburador: (1) el carburador del tipo con flotador, que es generalmente instalado en aviones equipados con motores de pocos hp, y (2) el tipo a presión, utilizado en motores de mayor potencia. En este libro no se tratará el tipo a presión, pero muchos aspectos de cada uno son similares.

En la operación del sistema de carburador, el aire exterior fluye primero a través de un filtro de aire, generalmente ubicado en una toma de aire en la parte frontal de la capota del motor. Este aire filtrado fluye al carburador y a través de un venturi, una garganta estrecha en el carburador. Cuando el aire fluye rápidamente a través del venturi, se crea un área de baja presión, la cual obliga al combustible a fluir a través de la boquilla de descarga principal de combustible ubicada en la garganta y hacia el torrente de aire donde se mezcla con el aire fluyente. (Fig. 2-7).

La mezcla de combustible/aire es entonces llevada a través del múltiple de admisión hasta las cámaras de combustión donde se enciende. El "carburador del tipo de flotador" adquiere su nombre de un flotador que flota sobre el combustible dentro de la cámara del flotador. Una aguja conectada al flotador abre y cierra una abertura en la línea de combustible. Esto mide la cantidad correcta de combustible que llega al carburador, dependiendo de la posición del flotador, la cual es controlada por el nivel del combustible en la cámara del flotador. Cuando el nivel del combustible obliga a subir al flotador, la aguja cierra la abertura en la línea de combustible y corta el flujo de combustible al carburador. Se abre cuando el motor requiere combustible adicional.

Control de Mezcla. Se suministra un "control de mezcla" en la cabina para modificar el flujo de combustible al motor y compensar las variaciones en la densidad del aire a medida que el avión cambia de altitud.

Los carburadores son calibrados normalmente a presión de nivel del mar para dosificar la cantidad correcta de combustible con el control de mezcla en la posición de "Rica Total" (Full Rich). A medida que aumenta la altitud, disminuye la densidad del aire. Esto significa que un volumen dado de aire no pesa tanto a mayores altitudes, porque no contiene tantas moléculas de aire. A medida que aumenta la altitud, disminuye el peso del aire, aunque el volumen de aire que entra en el carburador permanezca igual. Para compensar esta diferencia, se utiliza el control de mezcla para ajustar la relación combustible-aire que entra en la cámara de combustión. Esto regula también el consumo de combustible.

Si es demasiado rica la mezcla combustible/aire, eso es, demasiado combustible en términos de peso del aire, habrá un consumo excesivo de combustible, un operación áspera del motor y una pérdida apreciable de potencia. Debido al exceso de combustible, se produce un efecto de enfriamiento, lo que causa temperaturas por debajo de lo normal en las cámaras de combustión. Este enfriamiento resulta en bujías sucias. A la inversa, la operación con una mezcla excesivamente pobre, eso es, demasiado poco combustible

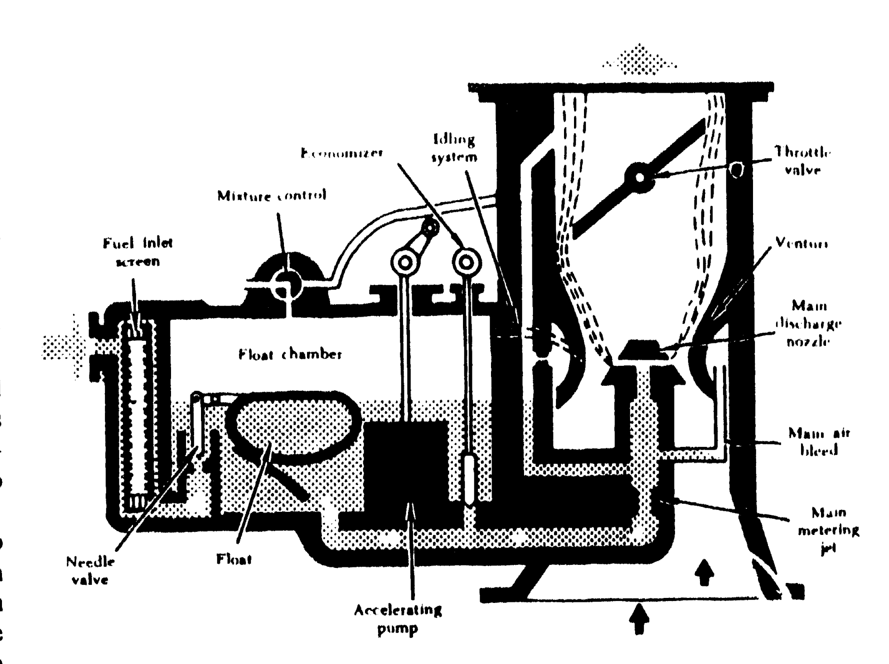


Figura 2-7. Carburador del tipo de flotador.

en términos de peso del aire, resultará en operación áspera del motor, detonación, recalentamiento, y pérdida de potencia.

Resumiendo, a medida que el avión asciende y disminuye la presión atmosférica, hay una disminución correspondiente en el peso del aire que pasa a través del sistema de inducción. Sin embargo, el volumen de aire permanece constante, y dado que es el volumen del flujo de aire el cual determina la caída de presión en la garganta del venturi, el carburador tiende a medir la misma cantidad de combustible para este aire menos denso en comparación al aire más denso a nivel del mar. Por lo tanto, la mezcla se torna más rica a medida que el avión gana altitud. El control de mezcla evita esto al disminuir la razón de descarga de combustible para compensar la disminución en la densidad del aire. Sin embargo, la mezcla debe ser enriquecida cuando se desciende.

Siga las recomendaciones del fabricante del avión en particular que se vuela para determinar los procedimientos adecuados de enriquecer/empobrecer la mezcla.

Hielo en el Carburador. La formación de hielo en el carburador es una causa de falla del motor. La vaporización del combustible, combinada con la expansión del aire a medida que este fluye a través del carburador, causa un enfriamiento repentino de la mezcla. La tempertaura del aire que pasa a través del carburador puede caer hasta en 15º C (60º F) dentro de una fracción de segundo. El vapor de agua en el aire es "estrujado" por este enfriamiento y, si la temperatura en el carburador llega a 0º C (32º F) o menos, la humedad será depositada como escarcha o hielo dentro de los conductos del carburador. Aún una pequeña acumulación de este depósito reducirá la potencia y puede conducir a una falla total del motor, particularmente cuando el acelerador está parcial o totalmente cerrado (Fig. 2-8).

Condiciones Conducentes a la Formación de Hielo en el Carburador. En días secos, o cuando la tempertaura está bastante por debajo del punto de congelación, la humedad en el aire generalmente no es suficiente como para causar problemas. Pero si la temperatura está entre 7º C (20º F) y 21º C (70º F), con humedad visible o alta, el piloto debe estar constantemente alerta en cuanto a la formación de hielo en el carburador. Un motor con ajustes de potencia bajos o acelerador cerrado es particularmente susceptible a la formación de hielo en el carburador.

Indicaciones de Formación de Hielo en el Carburador. En aviones con hélices de paso fijo, la primera indicación de formación de hielo en el carburador es la pérdida de rpm. En aviones con hélice de paso variable (de velocidad constante), la primera indicación es generalmente una caída de presión de carga. En ambos casos, puede desarrollarse más adelante una operación áspera del motor. No habrá reducción de rpm del motor en los aviones con hélice de velocidad constante, ya que el paso de la hélice es ajustado automáticamente para compensar la pérdida de potencia, manteniendo así las rpm constantes.

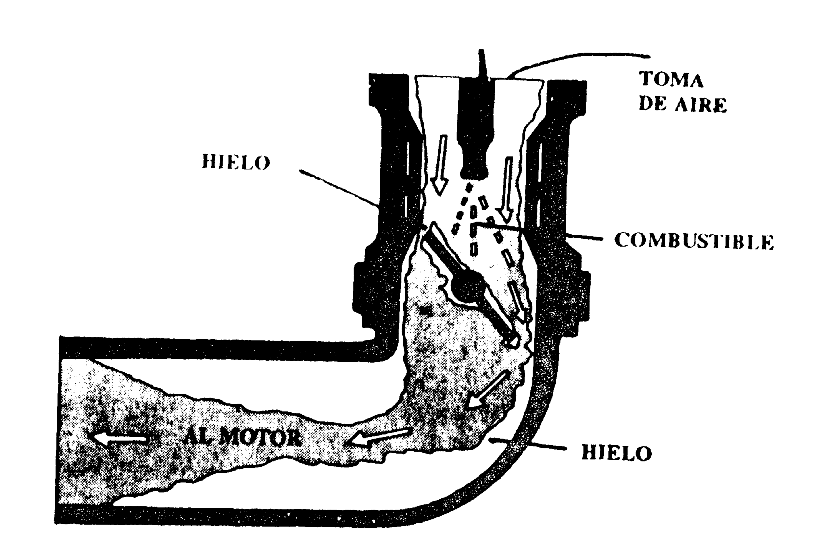


Figura 2-8. Formación de hielo (blanco) en el sistema de admisión de combustible puede reducir u obstruir el flujo de combustible (gris) al motor.

Uso del Calefactor del Carburador. El calefactor del carburador es un dispositivo anti-hielo que precalienta el aire antes que este llegue al carburador. Este precalentamiento puede ser utilizado para derretir cualquier hielo o nieve que entre en la admisión, derretir el hielo que se forme en los conductos del carburador (siempre que la acumulación no sea demasiado grande), y para mantener la mezcla de combustible por arriba de la tempertaura de congelamiento para evitar la formación de hielo en el carburador.

Cuando las condiciones son conducentes a la formación de hielo en el carburador durante el vuelo, se deben efectuar verificaciones periódicas para detectar su presencia. Si se le detecta, se debe aplicar de inmediato toda la calefacción del carburador, y se le debe dejar en la posición "on" hasta que el piloto esté seguro de que todo el hielo haya sido removido. Si hubiera presencia de hielo, la aplicación de calefacción parcial o dejar la calefacción

conectada durante un período de tiempo insuficiente puede agravar la situación.

Cuando se aplica la calefacción (aire caliente) por primera vez, habrá una caída en las rpm en aquellos aviones equipados con hélices de paso fijo y habrá una caída de presión de carga en aquellos aviones equipados con hélice de paso variable. Si no hay presencia de hielo en el carburador, no habrá otro cambio en las rpm ni en la presión de carga hasta que se corte la calefacción al carburador, entonces las rpm o la presión de carga retornarán a la lectura original anterior a la aplicación de calefacción. Si hay presencia de hielo en el carburador, normalmente habrá un aumento en las rpm o en la presión de carga después de la caída inicial (a menudo acompañada de aspereza intermitente en la operación del motor); y luego, cuando se corta la calefacción del carburador, las rpm o la presión de carga aumentarán para quedar más altas que antes de la aplicación de la calefacción. El motor debe operar más suavemente después de haber removido el hielo.

Cada vez que se cierra el acelerador durante el vuelo, el motor se enfría rápidamente y la vaporización del combustible se hace menos completa que cuando el motor está caliente. También, en esta condición el motor está más susceptible a la formación de hielo en el carburador. Por lo tanto, si el piloto sospecha condiciones de formación de hielo en el carburador y anticipa las condiciones que se producirán con el acelerador cerrado (ralentí), la calefacción del carburador deber ser puesta al máximo antes de cerrar el acelerador, y debe permanecer durante la operación a acelerador cerrado. El calor ayudará a vaporizar el combustible y a prevenir la formación de hielo en el carburador. Periódicamente, sin embargo, se debe abrir el acelerador suavemente durante unos pocos segundos para mantener caliente el motor, de lo contrario, el calefactor del carburador puede no suministrar suficiente calor como para evitar la formación de hielo.

El uso de calefacción en el carburador tiende a reducir la potencia del motor y también a aumentar la tempertaura de operación. Por lo tanto, no se debe usar la calefacción cuando se necesita toda la potencia (durante el despegue) o durante la operación del motor, excepto para verificar la presencia o remover el hielo del carburador. En casos extremos de formación de hielo en el carburador y una vez que se haya removido el hielo, puede ser conveniente aplicar la calefacción justa necesaria en el carburador para evitar nuevamente la formación de más hielo. Sin embargo, esto debe hacerse con precaución. Verifique las recomendaciones del fabricante del motor en cuanto al uso correcto de la calefaccion del carburador.

La calefacción del carburador debe ser verificada durante la inspección de prevuelo. Para efectuar correctamente esta inspección, se debe seguir las recomendaciones del fabricante

Indicador de Temperatura del Aire en el Carburador. Algunos aviones están equipados con un indicador de tempertaura del aire en el carburador, el cual es útil para detectar condiciones potenciales de formación de hielo Generalmente, la carátula del indicador ha sido calibrada en grados Celsius (C), con un arco amarillo que indica las temperaturas del aire del carburador a las cuales puede formarse hielo. Este arco amarillo va desde -15° C. y + 15°C. Si la temperatura y el contenido de humedad del aire son tales que sea poco probable la formación de hielo en el carburador, el motor puede ser operado con el indicador en la gama amarilla sin efectos adversos. Sin embargo, si las condiciones atmosféricas son conducentes a la formación de hielo en el carburador, el indicador debe ser mantenido fuera del arco amarillo aplicando calefacción en el carburador.

Algunos indicadores de temperatura del aire en el carburador tienen una línea roja que indica la tempertaura de admisión de aire máxima para el carburador recomendada por el fabricante del motor; también hay un arco verde que indica la gama de operación normal.

Indicador de Temperatura del Aire Exterior (OAT). La mayoría de los aviones están equipados con indicadores de temperatura del aire exterior calibrados tanto en grados Celsius como en Fahrenheit. Se le utiliza no solamente para obtener la temperatura del aire exterior o ambiental y calcular la velocidad aérea verdadera, sino que también es útil para detectar las condiciones potenciales de formación de hielo.

Sistema de Inyección de Combustible. Los inyectores de combustible han reemplazado a los carburadores en algunos aviones. En este sistema, el combustible normalmente es inyectado ya sea directamente en los cilindros o justo antes de la válvula de admisión. El sistema de inyección de combustible generalmente es considerado como menos susceptible a la formación de hielo que el sistema de carburador. La formación de hielo por impacto en la admisión de aire, sin embargo, es una posibilidad en cualquiera de los sistemas. La formación de hielo por impacto ocurre cuando se forma hielo sobre el exterior del avión y resulta en obstrucciones de las aberturas, tales como la de admisión de aire del carburador.

Hay varios tipos de sistemas de inyección en uso hoy en día. Aunque hay variaciones en sus diseños, los métodos de operación de cada uno son generalmente similares. La mayoría de los diseños incluyen una bomba de combustible propulsada por el motor, una unidad de control de combustible/aire, un distribuidor de combustible, y boquillas de descarga para cada cilindro.

Algunas de las ventajas de la inyección de combustible son:

a.) Reducción de la formación de hielo por evaporación del combustible.
b.) Mejor flujo de combustible.
c.) Respuesta más rápida al acelerador.
d.) Control de mezcla preciso.
e.) Mejor distribución de combustible.
f.) Arranques en frío más fáciles.

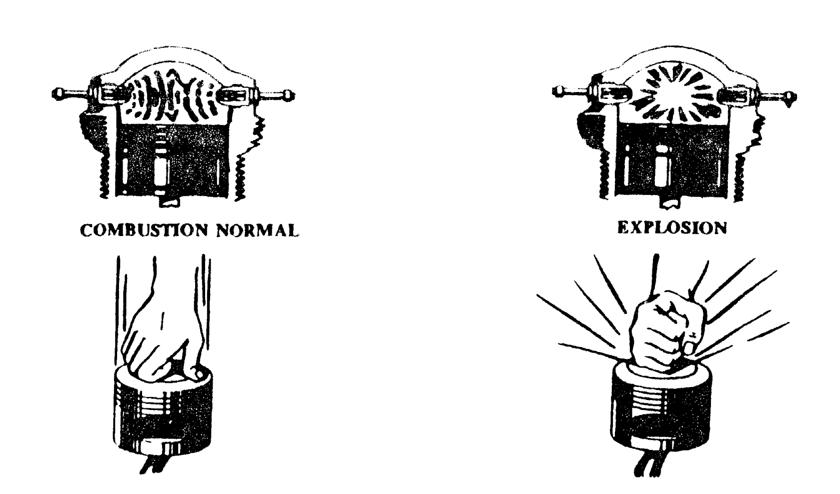
Las desventajas están generalmente asociadas con:

a.) Dificultad en el arranque de un motor caliente.
b.) Bloqueo por vapor en las líneas de combustible durante operaciones en tierra en días calurosos.
c.) Problemas asociados con el arranque del motor que se detiene debido a falta de combustible.

La admisión de aire para el sistema de inyección de combustible es algo similar a aquella usada en el sistema de carburador. El sistema de inyección de combustible, sin embargo, está equipado con una fuente de aire alternativa ubicada dentro de la capota del motor. Esta fuente es utilizada si la fuente de aire externa es obstruída por el hielo o por otra materia. La fuente de aire alternativa opera generalmente en forma automática con un sistema de respaldo manual que puede ser utilzado si funciona mal el automático.

Es Esencial el Combustible Apropiado. Hay disponible combustible de aviación de diversos grados de octanaje; por lo tanto, se debe tener ciudado de asegurar que se utilice el grado de octanaje correcto de combustible de aviación para el tipo específico de motor. Puede ser dañino para el motor y peligroso para el vuelo si se utiliza el tipo incorrecto de combustible. Es responsabilidad del piloto el uso del combustible apropiado. El grado de octanaje apropiado se indica en el Manual de Vuelo del Avión o en el Manual de Operación para el Piloto, en placas en la cabina, y generalmente sobre el ala próximo a las tapas de llenado.

El combustible apropiado para un motor se quemará suavemente alejándose de la bujía, ejerciendo una presión suave hacia abajo sobre el pistón. El uso de un combustible de baja graduación o una mezcla demasiado pobre puede causar detonación. La detonación o golpe es una explosión repentina o golpe en un área pequeña de la corona del pistón, similar a golpearlo con un martillo (Fig.2-9). La detonación produce calor extremo que a menudo progresa a pre-encendido, causando severos esfuerzos estructurales sobre las piezas del motor. Por lo tanto, para evitar la detonación, el piloto debe utilizar el grado de octanaje apropiado de combustible, mantener una mezcla suficientemente rica, y mantener las temperaturas del motor dentro de los límites recomendados.



Fgura 2-9. Combustión normal y combustión explosiva.

Las gasolinas de aviación se clasifican por octanaje y número de comportamiento (grado) que designa el valor antidetonante o resistencia a la detonación de la mezcla de combustible en el cilindro del motor. Mientras más alto el grado de la gasolina, más presión puede soportar la mezcla de combustible sin detonar. Para los combustibles que tienen dos números, el primer número indica el régimen para mezcla pobre y el segundo, el régimen de mezcla rica. Así, el combustible de grado 100/130 tiene régimen de mezcla pobre de 100 y mezcla rica de 130.

Se utiliza dos escalas diferentes para designar el grado del combustible. Para combustible por debajo del grado de 100 octanos, se utiliza números para designar el grado. Para combustibles de 100 octanos y más, la clasificación de performance (potencia disponible libre de detonación) es representada por los números. Se agrega anilinas a los combustibles de aviación para la fácil identificación de los grados.

El grado de una gasolina de aviación no es una indicación de sus capacidades de riesgo de encendido. Es tan fácil encender la gasolina de grado 91/96 como lo es aquella de grado 115/145 y explosionará con igual fuerza. El grado indica solamente la performance de la gasolina en el motor del avión.

específico de combustible según lo recomienda el fabricante. El combustible de menor número de octano se utiliza en motores de menor compresión, porque estos combustibles entran en ignición a temperaturas más baja. El combustible de alto octanaje es usado en motores de alta compresión, porque entran en ignición a una temperatura más alta, pero no prematuramente. Si no se puede obtener el grado de combustible apropiado, es posible, pero no deseable, utilizar como sustituto el grado superior siguiente.

Se utiliza un inhibidor de detonación para mejorar las cualidades antidetonantes de un combustible. Tales inhibidores deben tener un mínimo de cualidades corrosivas u otras indeseables. Quizás el mejor inhibidor obtenible en uso hoy en día es el tetraetilo de plomo (TEL), el cual proporciona una capa delgada de material protector para prevenir la corrosión indeseable.

El uso de combustible de bajo contenido de plomo en motores diseñados para combustible con más plomo, o bien el uso de combustibles de mayor cantidad de plomo en motores diseñados para combustibles de bajo contenido de plomo puede crear problemas.

Contaminación del Combustible. Son peligrosos el agua y la suciedad en los sistemas de combustible; el piloto debe eliminar y prevenir la contaminación. De todos los accidentes atribuídos a fallas de la planta motríz debido a contaminación del combustible, la mayoría han sido atribuidos a :

1.- Inspección de prevuelo inadecuada por parte del piloto.
2.- Carguío del avión con combustible sin filtrar o incorrectamente filtrado proveniente de estanques pequeños o tambores.
3.- Permanencia del avión en tierra con los depósitos de combustible parcialmente llenos.
4.- Falta de mantención adecuada.

Para ayudar a evitar estos problemas, se debe purgar por el drenaje rápido del filtro de combustible (sumidero) una cantidad sustancial de combustible y, si fuera posible, del sumidero de cada estanque de combustible, a un contenedor transparente y verificarlo en cuanto a suciedad y agua. Válvulas de drenaje rápido deben ser instaladas en los estanques de combustible de los aviones en caso que no estén dotados de estos dispositivos. La experiencia ha demostrado que cuando se drena el filtro de combustible, el agua posiblemente depositada en el estanque puede no aparecer sino hasta que se haya drenado todo el combustible de las líneas que llegan al estanque. Esto indica que el agua permanece en el estanque y no fuerza al combustible por las líneas de combustible que van al filtro. Por lo tanto, saque el suficiente combustible del filtro para asegurarse que el combustible drenado sea del estanque. La cantidad dependerá de la longitud de la línea de combustible desde el estanque hasta el drenaje. Si se encuentra agua en la primera muestra, purgue otras muestras hasta que no haya ningún rastro de agua.

Los experimentos también han demostrado que siempre permanecerá agua en los estanques de combustible después que el drenado desde el filtro de combustible haya cesado de mostrar rastro alguno de agua. Esta agua residual solamente puede ser removida drenando por los sumideros de los estanques de combustible.

El piloto debe poder identificar las partículas o gotitas de agua suspendidas en el combustible por la apariencia nubosa del combustible; o la clara separación entre el agua y el combustible coloreado que ocurre una vez que el agua ha decantado al fondo del depósito. El agua es el principal contaminante del combustible, y para aumentar la seguridad en el vuelo, los sumideros deben ser drenados durante el prevuelo.

Además de las precauciones anteriores, se deben considerar las siguientes: Los estanques de combustible deben ser llenados después de cada vuelo, o por lo menos después del último vuelo del dia. Esto evitará la condensación de la humedad del aire dentro del estanque, ya que no quedará espacio para el aire. Si el piloto elige reabastecer parcialmente el avión, con solo la cantidad de combustible necesaria para el siguiente vuelo - quizás un dia después - existe un mayor riesgo de contaminación del combustible por la condensación de la humedad del aire dentro del estanque. Cada dia adicional puede agregar más agua a la cantidad de condensación de humedad dentro del estanque o estanques.

Otra medida preventiva que puede tomar el piloto es evitar reabastecerse de latas o tambores. Esta práctica introduce una mayor posibilidad de contaminación del combustible.

Se ha demostrado que la práctica de usar un embudo y cuero de ante durante el reabastecimiento desde latas o tambores es riesgosa bajo cualquier condición, y debe ser descartada. Se reconoce, por supuesto, que en áreas remotas o en situaciones de emergencia, puede no haber alternativa en cuanto a reabastecerse de fuentes sin sistemas de anticontaminación adecuados, y un cuero de ante y embudo pueden ser el único medio de filtrar el combustible.

Adicionalmente, debe quedar en claro que el uso de un cuero de ante no siempre asegurará un combustible descontaminado. Un cuero de ante gastado no filtrará el agua; ni tampoco lo hará un cuero de ante nuevo y limpio que ya haya sido mojado con agua o que esté húmedo. La mayoría de las imitaciones de cuero de ante no filtrarán el agua. Se puede obtener muchos filtros que son más efectivos que el anticuado sistema de cuero de ante y embudo.

Procedimientos de Reabastecimiento. La electricidad estática formada por la fricción del aire que pasa por sobre las superficies de un avión en vuelo y por el flujo de combustible a través de la manguera y la boquilla, crean un riesgo de incendio durante el reabastecimiento. Para protegerse contra la posibilidad de una chispa que encienda los gases del combustible, se debe adherir al avión un cable a tierra antes de remover la tapa del estanque. La boquilla de reabastecimiento debe ser conectada al avión antes de comenzar el reabastecimiento y durante el proceso de reabastecimiento. El camión cisterna también debe ser conectado al avión y a la tierra.

Si se hace necesario el reabastecimiento desde tambores o latas, son de extrema importancia las conexiones de enlace y de tierra, ya que existe un peligro siempre presente de descarga estática y de explosión del vapor de combustible. La vestimenta de nylon, dacrón o de lana es especialmente propicia a la acumulación y descarga de electricidad estática desde la persona hacia el embudo o la boquilla. Los tambores deben ser colocados cerca de postes para conexión a tierra y se debe observar la siguiente secuencia de conexiones:

1. Tambor a tierra.
2. Tierra al avión.
3. Tambor al avión.
4. Boquilla al avión antes de abrir la tapa del estanque del avión.
5. Al desconectar, invertir el orden -4, 3, 2, 1.

La pasada de combustible a través de un cuero de ante aumenta la carga de electricidad estática y el peligro de chispas. El avión debe ser conectado a tierra correctamente y deben ser enlazados al avión la boquilla, el filtro de cuero de ante y el embudo. Si se utiliza una lata, ésta debe ser conectada a un poste de conexión a tierra o al embudo. Bajo ninguna circunstancia se debe utilizar en esta operación un balde de plástico o contenedor similar no conductivo.

Sistema de Lubricación. Es esencial la lubricación apropiada del motor para aumentar su vida útil y prevenir la mantención excesiva.

El sistema de lubricación proporciona un medio de almacenar y circular el aceite a través de todos los componentes internos de un motor recíproco. El aceite lubricante sirve dos propósitos: (1) Suministra una capa de aceite sobre las superficies de las piezas móviles, previniendo el contacto directo metal con metal y la generación de calor, y (2) absorbe y disipa, a través del sistema de enfriamiento de aceite, parte del calor del motor producido por el proceso de combustión interna.

Generalmente el aceite del motor es almacenado en un sumidero en la parte inferior del cárter del motor. Se proporciona una abertura en el sumidero a través de la cual se puede agregar aceite, además de una varilla para medir el nivel de aceite.

Una bomba fuerza el aceite desde el sumidero hacia las diversas partes del motor que requieren lubricación. El aceite luego vuelve de regreso al sumidero para recircular.

Cada motor está equipado con un manómetro de presión de aceite y un indicador de temperatura de aceite, los que deben ser monitoreados para verificar que esté funcionando correctamente el sistema de lubricación.

Los manómetros de presión de aceite indican libras de presión por pulgada al cuadrado (PSI), y están codificados por color con un arco verde para indicar la gama normal de operación. También, en cada extremo del arco, algunos manómetros tienen una línea roja para indicar presión de aceite alta, y otra línea roja para indicar presión de aceite baja.

La indicación de presión de aceite varía con su temperatura. Si la temperatura del aceite está fria, la presión será más alta que cuando el aceite esté caliente.

Una pérdida de presión de aceite es generalmente seguida de una falla del motor. Si esto ocurre mientras se está en tierra, el piloto debe detener el motor inmediatamente; si está en el aire, aterrizar de inmediato preventivamente en un lugar adecuado .

El indicador de temperatura del aceite está calibrado en grados Celsius o Fahrenheit y codificado en color verde para indicar la gama de temperatura de operación normal.

Es importante que el piloto verifique el nivel de aceite antes de cada vuelo. Comenzar un vuelo con una cantidad insuficiente de aceite puede conducir a serias consecuencias. El motor del avión quemará una cierta cantidad de aceite durante su operación, y comenzar un vuelo cuando el nivel de aceite está bajo, generalamente resultará en un suministro de aceite insuficiente antes de terminar el vuelo.

Hay muchos tipos de aceites fabricados para el uso en aviación. Se debe seguir las recomendaciones del fabricante del motor para determinar el tipo y peso del aceite a usar. Se puede encontrar esta información en el Manual de Vuelo del Avión o en el Manual de Operación para el Piloto, o en placas sobre o cerca de la tapa de llenado de aceite.

Hélice. Una discusión detallada de la hélice es bastante compleja y queda más allá del propósito de este manual. Sin embargo, se ofrece el siguiente material como una introducción a la función de la hélice.

Una hélice es un perfil aerodinámico rotatorio, y está sujeto a resistencia

inducida, stalls y otros principios aerodinámicos que se aplican a cualquier perfil aerodinámico. Esta proporciona la tracción necesaria para tirar, o en algunos casos empujar, el avión a través del aire. Se logra ésto utilizando la potencia del motor para hacer girar la hélice, la que a su vez genera tracción en forma muy parecida como el ala produce sustentación. La hélice tiene un ángulo de ataque que es el ángulo entre la línea de cuerda del perfil aerodinámico de la hélice y su viento relativo (flujo de aire opuesto al movimiento del aspa). En la Fig. 2-10 se ilustran otros factores que afectan a las hélices.

Un aspa de hélice es torcida. El ángulo del aspa cambia desde el núcleo hacia la punta, y tiene el mayor ángulo de incidencia, o mayor paso, en el núcleo, y el más pequeño, en la punta (Fig. 2-11). La razón de la torcedura es para producir una sustentación uniforme desde el núcleo hasta la punta. Al girar la hélice, existe una diferencia de velocidad entre las diversas porciones de ésta. La punta del aspa se mueve a mayor velocidad que la parte cerca del núcleo, porque la punta recorre una mayor distancia que el núcleo en el mismo tiempo (Fig. 2-12). Cambiando el ángulo de incidencia (paso) desde el núcleo hasta la punta para que corresponda con la velocidad, se produce una sustentación uniforme en toda la longitud del aspa. Si se diseñara el aspa de la hélice con el mismo ángulo de incidencia en toda su longitud, esta sería extremadamente ineficiente, porque a medida que aumenta la velocidad aérea en vuelo, la porción cerca del núcleo tendría un ángulo de ataque negativo, mientras que la punta del aspa estaría en stall.

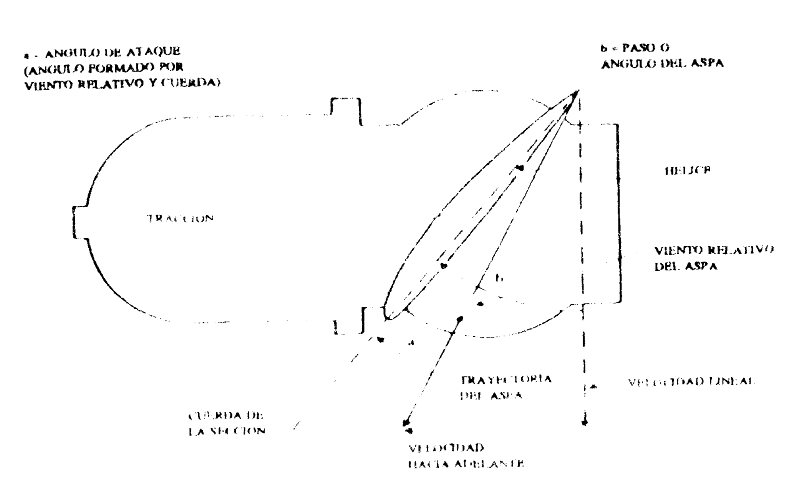


Figura 2-10. Factores que afectan a las hélices

El paso geométrico es la distancia en pulgadas que se desplazaría hacia adelante la hélice en una revolución si esta girara en un medio sólido, de manera que no le afecte el deslizamiento como sucede en el aire. El paso efectivo es la distancia real en que se desplaza hacia adelante a través del aire en una revolución. El deslizamiento de la hélice es la diferencia entre el paso geométrico y el paso efectivo (Fig. 2-13). El paso es proporcional al ángulo del aspa, que es el ángulo entre la línea de cuerda del aspa y el plano de rotación de la hélice (Fig. 2-10).

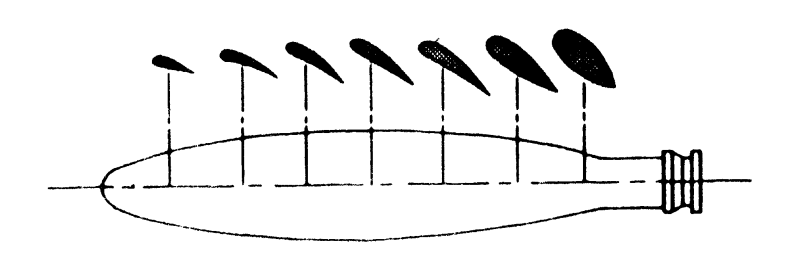


Figura 2-11. Cambios del ángulo del aspa de la hélice desde el núcleo hasta la punta.

Los aviones ligeros están equipados con uno de dos tipos de hélices. Una es de paso fijo y la otra es de paso variable (controlable) o hélice de velocidad constante.

Hélice de Paso Fijo. El paso de esta hélice ha sido fijado por el fabricante y no puede ser cambiado por el piloto. Hay dos tipos de hélices de paso fijo; la hélice de ascenso y la hélice de crucero. Que el avión tenga hélice de ascenso o de crucero depende del uso que se le intente dar. La hélice de acenso tiene un paso menor, por lo tanto. menos resistencia. Esto resulta en una capacidad de mayor rpm y más hp desarrollados por el motor. Esto aumenta la performance durante los despegues y los ascensos, pero disminuye la performance durante el vuelo de crucero.

La hélice de crucero tiene un paso mayor, por lo tanto, más resistencia. Esto resulta en menores rpm y menos capacidad de hp. Esto disminuye la performance durante el despegue y los ascensos, pero aumenta la eficiencia durante el vuelo crucero.

La hélice de un motor de bajos hp generalmente está montada sobre un eje que puede ser una extensión del cigüeñal del motor. En este caso, las revoluciones por minuto de la hélice serían iguales a las rpm del motor.

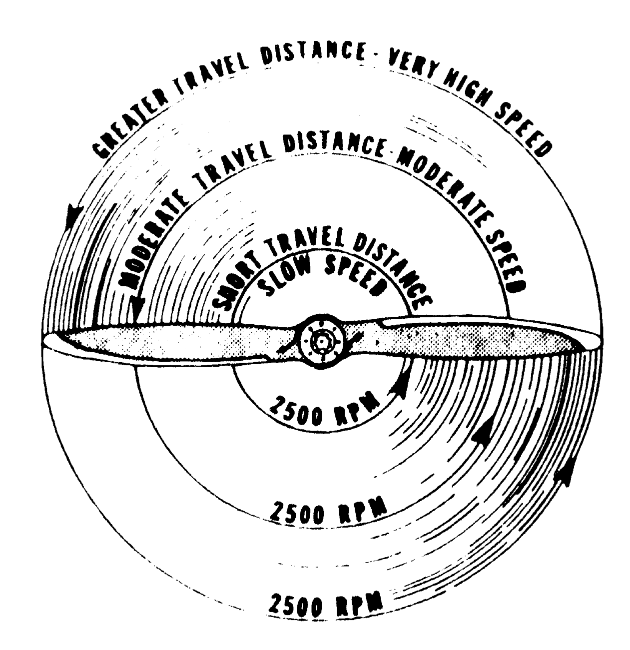


Figura 2-12 Relación entre distancia recorrida y velocidad en diversos puntos del aspa de la hélice.

En los motores de mayor hp, la hélice está montada sobre un eje con engranajes al cigüeñal del motor. En este tipo, las rpm de la hélice son diferentes de aquellas del motor.

Si la hélice es de paso fijo y la velocidad del motor y la hélice son la misma, el tacómetro es el único indicador de la potencia generada por el motor.

El tacómetro está calibrado en cientos de revoluciones por minuto, y da una indicación directa de las rpm del motor y de la hélice. El instrumento está codificado en colores, con un arco verde que denota la gama de operación normal y una línea roja que denota las rpm máximas para operación contínua. Algunos tacómetros tienen marcas adicionales o arcos interrumpidos. Por lo tanto, se debe utilizar las recomendaciones del fabricante como referencia para aclarar cualquier mal entendido respecto a las marcas del tacómetro.

Las revoluciones por minuto son reguladas por el acelerador que controla el flujo combustible/aire hacia el motor. A una altitud dada, mientras más alta sea la lectura del tacómetro, mayor será la producción de potencia del motor.

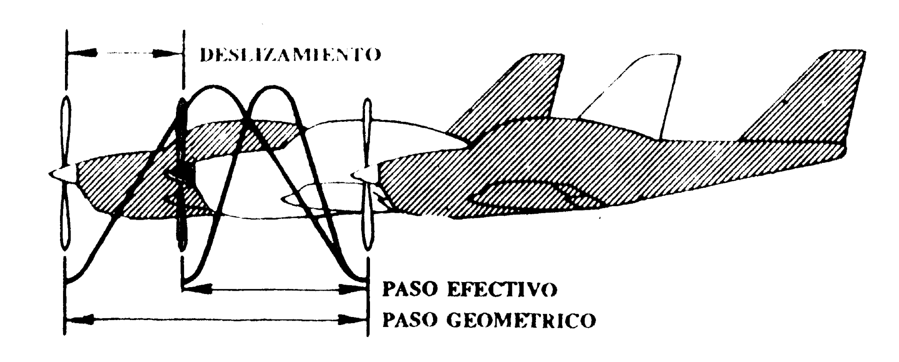


Figura 2-13. Paso de hélice efectivo y geométrico.

Existe una condición bajo la cual el tacómetro no indica la producción de potencia correcta del motor. Esto ocurre cuando aumenta la altitud de operación. Por ejemplo, 2300 rpm a 5000 pies producen menos hp que 2300 rpm a nivel del mar. La razón de esto es que la densidad del aire decrece a medida que aumenta la altitud. La entrega de potencia depende de la densidad del aire, por lo tanto, al disminuir la densidad, disminuye la generación de potencia del motor. A medida que cambia la altitud, se debe cambiar la posición del acelerador para mantener las mismas rpm. A medida que aumenta la altitud, se debe abrir más el acelerador para obtener las mismas rpm que a menor altitud.

Hélices de Paso Variable. El paso en estas hélices puede ser cambiado en vuelo; por lo tanto, son conocidas como hélices de paso variable. Estos sistemas de hélices varían desde una sencilla hélice de dos posiciones hasta las más complejas hélices automáticas de velocidad constante.

La cantidad de posiciones de paso a las cuales puede ajustarse una hélice puede estar limitado, tal como la hélice de dos posiciones donde es posible obtener solamente paso alto o bajo. Muchas otras hélices, sin embargo, son de paso controlable, y pueden ser ajustadas a cualquier ángulo de paso entre el ajuste de paso mínimo y máximo.

Un avión equipado con hélice de paso variable tiene dos controles: (1) control de acelerador y (2) control de hélice. El acelerador controla la generación de potencia del motor, la cual es registrada en el manómetro de presión de carga. El manómetro de carga es un sencillo barómetro que mide en pulgadas de mercurio la presión del aire en el múltiple de admisión del motor. Está codificado en colores, con un arco verde para indicar la gama normal de operación.

El control de la hélice regula las rpm del motor y a la vez, las rpm de la hélice. Las rpm son registradas en el tacómetro. El piloto puede ajustar el control del acelerador y el control de la hélice a cualquier presión de carga y rpm deseadas dentro de las limitaciones de operación del motor.

Dentro de un ajuste de potencia dado, cuando se utiliza una hélice de velocidad constante, el piloto puede ajustar el control de la hélice a unas rpm dadas, y el gobernador de la hélice en forma automática cambiará el paso (ángulo de las aspas) para contrarrestar cualquier tendencia que haga al motor variar sus rpm. Por ejemplo, si se aumenta la presión de carga o la potencia del motor, el gobernador de la hélice automáticamente aumenta el paso de la hélice (más resistencia de la hélice) para mantener las mismas rpm.

Una hélice de paso variable permite al piloto seleccionar el ángulo de aspa que resulte en la performance más eficiente para una condición de vuelo en particular. Un ángulo de aspa bajo, o paso disminuído, reduce la resistencia de la hélice y permite mayor potencia del motor para los despegues. Una vez lograda la velocidad aérea durante el vuelo crucero, se cambia el aspa de la hélice a un ángulo mayor o paso aumentado. En consecuencia, el aspa efectúa una gran mordida de aire a un ajuste de potencia menor, y por lo tanto, aumenta la eficiencia del vuelo. Este proceso es similar a hacer cambios en un automóvil desde un cambio bajo hasta el cambio alto.

Para cualquier rpm dadas, existe una presión de carga que no debe ser excedida. Si la presión de carga es excesiva para una rpm dada, la presión dentro de los cilindros podría ser excedida, provocando así un esfuerzo indebido sobre ellos. Si esto se repite muy a menudo, este esfuerzo podría debilitar los componentes del cilindro y eventualmente causar la falla del motor.

El piloto puede evitar aquellas condiciones que posiblemente sobrecarguen los cilindros, estando constantemente alerta a las rpm, especialmente al aumentar la presión de carga. Los pilotos deben cumplir las recomendaciones del fabricante en cuanto a ajustes de potencia de un motor en particular, de manera de mantener la relación correcta entre la presión de carga y las rpm. Recuerde, la combinación que se debe evitar es un ajuste alto del acelerador (indicación de presión de carga) y bajas rpm (indicador de tacómetro).

Cuando sea necesario cambiar tanto la presión de carga como las rpm, el piloto puede ayudarse a evitar la sobrecarga del motor, efectuando los ajustes de potencia en el orden correcto. Cuando se debe disminuir la potencia, reduzca la presión de carga antes que las rpm. Cuando se debe aumentar la potencia, invierta el orden aumente primero las rpm, luego la presión de carga. Si se reduce las rpm antes que la presión de múltiple, la presión aumentará automáticamente y posiblemente sobrepase las tolerancias del fabricante

Resumiendo: En un avión equipado con hélice de paso variable, el acelerador controla la presión de carga y se utiliza el control de la hélice para regular las rpm. Evite los ajustes de alta presión de carga con bajas rpm. Lo anterior es un procedimiento de norma para la mayoría de las situaciones, pero con motores sin sobrealimentar, a veces se le modifica para aprovechar los dispositivos auxiliares de dosificación de combustible del carburador. Estos dispositivos funcionan a ajustes de acelerador pleno, proporcionando un flujo adicional de combustible. Este combustible adicional ayuda a enfriar el motor durante los despegues y ascensos a plena potencia en donde puede ser un problema el recalentamiento del motor. En tales instancias, es posible una pequeña reducción en las rpm sin sobrecargar el motor, aunque el acelerador esté en la posición de potencia plena. Si se tiene dudas, se debe seguir las recomendaciones del fabricante.

Puesta en Marcha del Motor

Antes de poner en marcha el motor, el avión debe estar en un área en donde la hélice no levante gravilla ni polvo de manera que cause daño a la hélice o a la propiedad. Las reglas de seguridad y de cortesía deben ser estrictamente observadas para evitar lesiones personales y molestias. Las ruedas deben ser calzadas y puestos los frenos para evitar riesgos causados por un desplazamiento inadvertido.

Motores Equipados con Arranque. El piloto debe estar familiarizado con los procedimientos de puesta en marcha recomendados por el fabricante para el avión a volar. Esta información se puede encontrar en el Manual de Vuelo del Avión o en el Manual de Operación para el Piloto, u otras fuentes. No solo hay diferentes procedimientos aplicables a la puesta en marcha de motores equipados con carburadores convencionales y aquellos equipados con sistemas de inyección de combustible, sino también entre los diferentes sistemas de carburación o de inyección de combustible. El piloto debe asegurarse siempre que no haya nadie cerca de la hélice, llamar "libre" y esperar una posible respuesta antes de dar el arranque. El arranque contínuo por más de 30 segundos de duración puede dañar el motor de partida. Además, se debe permitir que se enfríe el motor de arranque durante al menos 1 a 2 minutos entre períodos de arranque. Si el motor se rehusa a arrancar bajo circunstancias normales, después de una cantidad razonable de tentativas, se debe investigar la posibilidad de problemas con el encendido o el flujo de combustible.

En cuanto el motor arranque, verifique que el avión no entre en movi-

miento inadvertido y ajuste la potencia para las rpm de calentamiento. Se debe verificar luego la presión de aceite para determinar que esté funcionando bien el sistema de lubricación. Si el manómetro no indica presión de aceite dentro de 30 segundos, se debe detener el motor y efectuar una verificación para determinar qué es lo que está causando la falta de presión de aceite. Si el aceite no circula correctamente, se puede dañar seriamente el motor en breve tiempo. En tiempo frío, la respuesta será más lenta en las indicaciones de presión de aceite que durante el tiempo más cálido, porque las temperaturas bajas causan que se espese más el aceite.

El motor debe llegar a la temperatura normal de operación antes que opere suave y confiablemente. La temperatura es indicada por el indicador de temperatura de la cabeza del cilindro. Si el avión no está equipado con este indicador, se debe utilizar el indicador de temperatura del aceite. Recuerde, en este caso, que el aceite se calienta mucho más lentamente en tiempo frío.

Antes del despegue, el piloto debe efectuar todas las verificaciones necesarias para la operación del motor y del avión. Siga las recomendaciones del fabricante al efectuar todas las verificaciones. Utilice la lista de verificación o chequeo - *no confíe en la memoria.*

Una palabra de advertencia para los pilotos que operan aviones con motores de arranque. Si la batería está descargada o tan débil que no pueda hacer girar el motor, ésta debe ser reemplazada. Evite girar la hélice a mano para arrancar el motor. Bajo estas condiciones, si se arranca a mano el motor, el alternador o generador generará corriente eléctrica hacia la batería descargada, y es posible que la batería se recaliente, resultando en una operación muy riesgosa.

Motores no Equipados con Arranque. Debido a los riesgos involucrados en el arranque manual de motores de avión, se deben tomar todas las precauciones posibles. Se deben cumplir todas las medidas de seguridad antes mencionadas, y es *extremadamente* importante que haya un piloto competente en los controles en la cabina. También, la persona que haga girar la hélice debe estar muy familiarizada con la técnica. Las siguientes son sugerencias adicionales para ayudar a la seguridad mientras se hace arrancar a mano los motores de avión.

La persona que hace girar la hélice está a cargo, y da las órdenes, "acelerador abierto, sin contacto, cerrar acelerador, poner frenos". El piloto en la cabina verificará estos ítemes y repetirá la frase para asegurar que no haya un mal entendido. La persona que tira la hélice debe empujar ligeramente el avión para asegurarse que estén puestos los frenos y que están sujetando bien. No se debe tocar nuevamente el interruptor ni el acelerador hasta que la persona que hace girar la hélice grite "contacto". El piloto repetirá "contacto" y luego dará el interruptor en esa secuencia - *jamás* gire el interruptor y luego grite "contacto".

Para la persona que hace girar la hélice, unas pocas precauciones sencillas ayudarán a evitar accidentes.

Al tocar una hélice, presuma siempre que el interruptor está en "ON", aunque el piloto pueda afirmar la aseveración de "interruptor off". Los interruptores en muchas instalaciones de motores operan sobre el principio de poner en corto circuito la corriente. Si el interruptor está defectuoso, como a veces sucede, este puede estar en la posición "off" y todavía permitir que fluya la corriente hacia las bujías.

Asegúrese de pararse sobre terreno firme. El pasto resbaladizo, el barro, la grasa o la gravilla suelta pueden causar una resbalada o caída hacia o debajo de la hélice.

Jamás permitir que ninguna parte del cuerpo penetre en el arco de rotación de la hélice. Esto se aplica aún cuando no se haga arrancar el motor; ocasionalmente, un motor caliente puede girar al revés después de detenerlo, cuando la hélice casi haya dejado de girar.

Párese lo suficientemente cerca de la hélice como para poder alejarse a medida que se le tira hacia abajo. Si se para demasiado lejos de la hélice, será necesario inclinarse hacia adelante para alcanzarla. Esta es una posición de desequilibrio, y es posible caer hacia las aspas cuando arranque el motor. El alejarse después de hacerla girar es también una salvaguardia en el evento de que los frenos no sujeten el avión cuando arranque el motor.

Al hacer girar la hélice, desplaze siempre el aspa hacia abajo empujando con las palmas de las manos. Si se desplaza el aspa hacia arriba o se le coge fuertemente con los dedos y ocurre un petardeo, este puede causar fracturas en los dedos o que el cuerpo sea atraído hacia la trayectoria de las aspas de la hélice.

Al remover los calzos del frente de las ruedas, se debe recordar que la hélice, cuando gira, es casi invisible. Hay registros de casos en donde alguien que trató de remover los calzos caminó directamente hacia la hélice.

Las personas sin experiencia no deben, sin supervisión, tratar solos de "hacer partir a mano" el motor de un avión. Sin tomar en cuenta el nivel de experiencia, jamás debe ser intentado por persona alguna sin someterse a las medidas de seguridad adecuadas. Las personas sin experiencia o sin información, o pasajeros que no sean pilotos jamás deben manipular el acelerador, los frenos o los interruptores durante los procedimientos de arranque. El avión debe ser fijado con calzos en forma segura o amarrado, y se debe tener gran cuidado al ajustar el acelerador. Puede ser una buena medida cambiar la válvula selectora de combustible a la posición "off" después de cebar correc-

tamente el motor y antes de intentar el arranque por mano. Una ves que arranca, el motor generalmente funcionará el tiempo suficiente con el combustible cortado como para permitir caminar alrededor de la hélice y cambiar el selector de combustible a la posición "on".

Poniendo en Ralentí el Motor durante el Vuelo

Es conveniente mencionar brevemente los problemas potenciales que pueden crearse al poner el motor en ralentí por tiempo excesivo durante el vuelo, en especial durante situaciones tales como en descensos prolongados.

Cada vez que se cierra el acelerador durante el vuelo, el motor se enfría rápidamente y la vaporización del combustible se hace menos completa. Bajo tales condiciones, el flujo de aire a través del sistema del carburador puede no ser de un volumen suficiente como para asegurar una mezcla uniforme de combustible y aire. En consecuencia, el motor puede dejar de operar porque la mezcla es demasiado pobre o demasiado rica. La apertura o cierre súbito del acelerador podría agravar esta condición, y el motor puede toser una o dos veces, petardear y detenerse.

Se deben tomar tres precauciones para evitar que se detenga el motor durante el ralentí. Primero, asegúrese que la velocidad de ralentí en tierra haya sido ajustada correctamente. Segundo, no abra ni cierre abruptamente el acelerador. Tercero, Mantenga caliente el motor durante los planeos abriendo con frecuencia el acelerador durante unos pocos segundos

Indicador de Temperatura de Gases de Escape (EGT)

Muchos aviones están equipados con un indicador de temperatura de gases de escape. Si se le utiliza correctamente, este instrumento de motor puede reducir en un 10% el consumo de combustible debido a su exactitud en indicar al piloto la cantidad precisa de combustible que debe ser dosificada hacia el motor.

Un indicador de temperatura de gases de escape indica en grados Celsius ó Fahrenheit, la temperatura de los gases en el múltiple de escape. Esta temperatura varía con la relación de combustible a aire que entra en los cilindros, y por lo tanto puede ser utilizada como base para la regulación de la mezcla combustible/aire. Esto es posible porque el instrumento es muy sensible a los cambios de temperatura.

Aunque se deben cumplir siempre las recomendaciones del fabricante para empobrecer la mezcla, el siguiente es el procedimiento usual para empobrecer la mezcla en los motores de baja potencia cuando se dispone de un EGT:

Se empobrece lentamente la mezcla mientras se observa en el indicador el aumento de temperatura de los gases de escape. Cuando el EGT llega a un máximo, se debe enriquecer la mezcla hasta que el EGT indique una disminución en la temperatura. Los grados de caída son recomendados por el fabricante del motor, generalmente entre 25º y 75º F . Los motores equipados con carburadores funcionarán en forma áspera cuando se les empobrece hasta la lectura EGT máxima, pero funcionarán en forma suave una vez que se enriquezca algo la mezcla.

Sobrealimentadores o Turboalimentadores

A medida que un avión asciende en altitud, disminuye la densidad del aire. Cualquier disminución de combustible o aire causará una disminución en la potencia del motor. Los sobrealimentadores o turboalimentadores comprimen el aire que va hacia el motor, manteniéndole así la densidad adecuada a medida que asciende el avión.

Los sobrealimentadores incorporan un soplador impulsado por el cigüeñal del motor para aumentar la presión del aire a medida que éste entra en el motor.

Los turboalimentadores incorporan una unidad compresora impulsada por una turbina colocada en el torrente de escape del motor.

Estas unidades extienden la generación de potencia del motor a nivel del mar hasta 20,000 piés o más sobre el nivel del mar.

Documentos, Mantención e Inspecciones de una Aeronave

Responsabilidades del Propietario. El propietario de una aeronave asume responsabilidades en forma similar a aquellas de un propietario de automóvil. Los automóviles son generalmente registrados en el Estado en donde reside el propietario y se debe obtener placas de licencia.

El propietario de una aeronave asume también responsabilidades tales como:

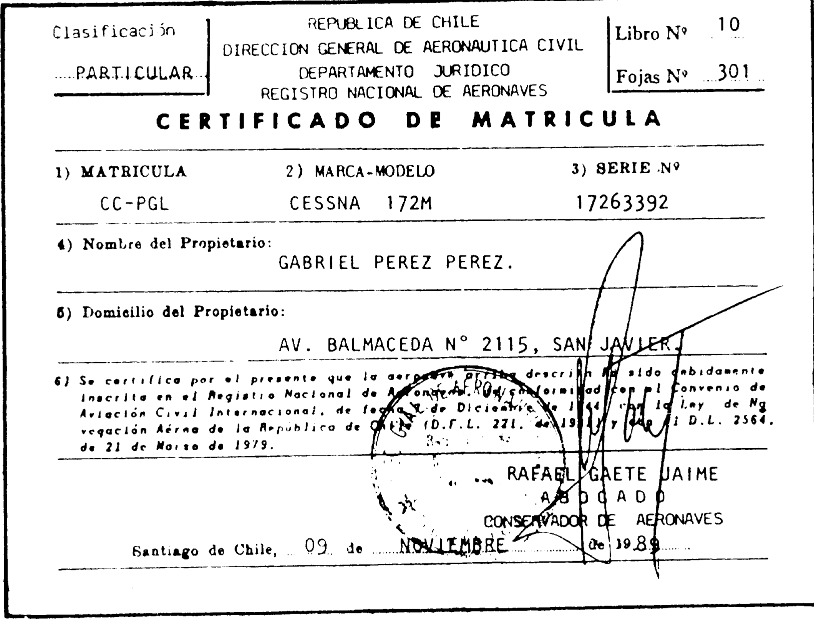
1 Poseer un Certificado de Matrícula de la aeronave y un Certificado de Aeronavegabilidad vigente.

2.- Mantener la aeronave en condiciones de vuelo.
3.- Asegurarse que la mantención sea efectuada en ETEAS (Entidad Técnica Aeronáutica) autorizadas y sea debidamente registrada en sus antecedentes de mantenimiento.
4.- Mantenerse al tanto de los reglamentos vigentes concernientes con la operación y mantención de la aeronave.
5.- Notificar de inmediato al Registro Nacional de Aeronaves de la D.G.A.C. sobre cualquier cambio permanente de dirección postal, o de la venta o exportación del avión.

Un avión debe ser inspeccionado según un programa de inspección aprobado por la Autoridad Aeronáutica y mantener su Certificado de Aeronavegabilidad vigente para poder efectuar operaciones de vuelo.

Certificado de Matrícula de Aeronaves

Antes que una aeronave pueda volar legalmente, ésta debe ser inscrita en el Registro Nacional de Aeronaves de la D.G.A.C. y debe serle emitido al



Clasificación: PARTICULAR

REPUBLICA DE CHILE
DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL
DEPARTAMENTO JURIDICO
REGISTRO NACIONAL DE AERONAVES

Libro Nº 10
Fojas Nº 301

CERTIFICADO DE MATRICULA

1) MATRICULA	2) MARCA-MODELO	3) SERIE Nº
CC-PGL	CESSNA 172M	17263392

4) Nombre del Propietario: GABRIEL PEREZ PEREZ.

5) Domicilio del Propietario: AV. BALMACEDA Nº 2115, SAN JAVIER.

6) Se certifica por el presente que la aeronave [illegible] descrita ha sido debidamente inscrita en el Registro Nacional de Aeronaves [illegible] conformidad con el Convenio de Aviación Civil Internacional, de fecha 7 de Diciembre de 1944, con la Ley de Navegación Aérea de la República de Chile (D.F.L. 221, de 19[illegible]) y [illegible] D.L. 2564, de 21 de Marzo de 1979.

RAFAEL GAETE JAIME
ABOGADO
CONSERVADOR DE AERONAVES

Santiago de Chile, 09 de NOVIEMBRE de 198[illegible]

Figura 2-14. Certificado de Matrícula

propietario un Certificado de Matrícula (Fig.2-14). Una aeronave queda apta para ser inscrita solamente si no está registrada bajo las leyes de otro país extranjero.

La inscripción de una aeronave en el Registro Nacional se cancelará cuando (art. 42 del Código Aeronáutico):

1.- La aeronave fuera inscrita o registrada en otro estado o país.
2.- Lo solicite el propietario por escrito
3.- Se ha dejado de cumplir con los requisitos que exige el art. 38 del Código Aeronáutico.
4.- La aeronave ha sido totalmente destruída, inutilizada, desarmada o se ha declarado su pérdida.
5.- No se hubiere renovado el Certificado de Aeronavegabilidad en cinco períodos anuales consecutivos.
6.- Hubiere vencido el plazo de la matrícula temporal del art. 40 del Código Aeronáutico.

Marcas de Nacionalidad y de Matrícula. Ellas se componen de un grupo de cinco caracteres alfabéticos, divididos en un primer subgrupo formado por dos letras "C" (CC-) que corresponde a la marca de Nacionalidad (Chile).

El segundo subgrupo formado por tres letras y separadas por un guión del anterior, es la marca de matrícula. La primera letra corresponde al tipo de utilización de la aeronave que determina su clasificación según se detalla:

Clasificación	Letra	
1.- Aeronaves Comerciales	C	
2.- Aeronaves Particulares	P	
3.- Aeronaves del Estado	E	
4.- Aeronaves de Clubes Aéreos		
Zona Norte	N	I a III Región inclusive
Zona Central	K y L	IV a VII Región inclusive
Zona Sur	S y T	VIII a X Región inclusive
Zona Austral	M	XI a XII Región inclusive

Las dos letras siguientes del subgrupo serán determinadas por el Conservador del Registro Nacional de Aeronaves.

NOTA: Para cualquier información relacionada con la inscripción de aeronaves, su dominio y gravámenes que les pueda afectar, se debe contactar con el

Registro Nacional de Aeronaves en la Dirección General de Aeronáutica Civil, calle Miguel Claro Nº 1314, Santiago.

Certificado de Aeronavegabilidad.

Generalidades. El Certificado de Aeronavegabilidad es emitido por el Departamento de Aeronavegabilidad de la Dirección de Operaciones de la Dirección General de Aeronáutica Civil una vez que la aeronave ha sido inspeccionada y se haya encontrado que satisface la reglamentación vigente, que está en condiciones para una operación segura y cumple los requerimientos del Certificado de Tipo original.

El Certificado debe ser colocado en un lugar visible en el interior de la aeronave de manera que sea legible para los pasajeros o la tripulación cada vez que sea utilizada en operaciones de vuelo.

La DAC 08 00 021D determina las características, clasificación y requisitos relacionados con los Certificados de Aeronavegabilidad.

Certificados de Aeronavegabilidad. Las aeronaves usadas comunmente por los Clubes Aéreos y la aviación privada nacional, poseen un Certificado de Aeronavegabilidad (Si es estandard o normal). La Figura 2-15A reproduce el ANVERSO de estos Certificados, exponiéndose a continuación algunas explicaciones y alcances sobre las anotaciones que deben registrarse en cada casillero:

Matricula: En él deben anotarse las marcas de nacionalidad y matrícula asignadas a la aeronave y ellas deben ser las mismas que aparecen en el correspondiente Certificado de Matrícula.

Fabricante: Se debe colocar el nombre del poseedor del Certificado de Tipo de la aeronave.

Modelo: Se registra el modelo asignado por el fabricante a sus aeronaves de características similares y que está indicado en el Certificado de Tipo correspondiente.

Número de serie: Este individualiza específicamente a cada aeronave y corresponde a un número registrado durante la fabricación de la aeronave.

Categoría: Se anota la categoría en que se otorgó el Certificado de Tipo al modelo correspondiente y que para la mayor parte de las aeronaves de Clubes Aéreos y particulares que operan en Chile puede ser: NORMAL, UTILITARIA ó ACROBATICA.

Los pilotos deben tener claro la categoría de su aeronave ya que ella le determinará las maniobras que puede realizar en sus operaciones de vuelo. (En el Capítulo I de este manual, se encuentran las definiciones y comentarios correspondientes a cada categoría).

Hay algunos modelos de aeronaves que han sido certificados en más de una categoría; esta situación debe quedar reflejada en el Certificado de Aeronavegabilidad, anotándose en el casillero en referencia, ambas categorías, las que generalmente corresponden a Normal y Utilitaria.

Las limitaciones operativas para cada categoría, están descritas específicamente en los Manuales de Vuelo del Avión. Además, en estos casos, generalmente existe una placa instructiva ubicada en la cabina, en el costado izquierdo del puesto del piloto, que resume los pesos máximos para operar en cada categoría y las maniobras que se pueden realizar en cada una.

Utilización: Se debe anotar el tipo de actividad aérea que realizará la aeronave. Para el caso de aviones de Clubes Aéreos y particulares la utilización será: Deportivo de Club Aéreo ó Deportivo Particular.

Cantidad de Motores: Se debe anotar el número de motores de la aeronave.

REPUBLICA DE CHILE
DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD

MATRICULA	FABRICANTE	MODELO	Nº SERIE	CATEGORIA
CC-PGL	CESSNA	172M	17263392	NORMAL/UTILITARIA

UTILIZACION	CANTIDAD DE MOTORES	CONDICION DE VUELO
DEPORTIVO PARTICULAR	01	VFR

EQUIPOS ELECTRONICOS

1	TRANSCEPTOR VHF	0	GLIDE SLOPE
0	TRANSCEPTOR HF	0	D.M.E.
1	RECEPTOR ADF	1	E.L.T.
1	RECEPTOR VOR	0	PILOTO AUTOMATICO
0	MARKER BEACON	0	RADAR

ES OBLIGACION DEL EXPLOTADOR CONOCER INSTRUCCIONES AL DORSO

OTORGADO : 02.AGO.990.

VALIDEZ : 30.JUL.991.

...ARIO MIRANDA ... CHILE

Figura 2-15A. Anverso Certificado de Aeronavegabilidad.

Condiciones de Vuelo: Este casillero esta destinado a indicar si la aeronave reúne los requisitos para efectuar operaciones de vuelo "IFR" o está limitada a "VFR". Los requerimientos para cada condición están dispuestos en el DAR 04 para las actividades de Aviación General y además están resumidos en la DAC 08 00 015 D.

Es importante hacer presente que para efectuar operaciones IFR no basta que en el certificado esté indicada esta condición, sino que el piloto debe verificar, antes de cada operación de vuelo, si su aeronave mantiene esa condición (IFR), vale decir si dispone para ese vuelo, EN CALIDAD DE OPERATIVOS, todos los equipos de comunicaciones y de navegación que son requeridos para ese tipo de vuelo, de acuerdo a la reglamentación vigente.

Equipos Electrónicos: En estos casilleros se detalla la cantidad de cada equipo de comunicaciones y de navegación que está instalado en la aeronave y que ha determinado que ella sea certificada IFR o VFR.

Otorgado: Se debe anotar la fecha en que termina el proceso de certificación y se extiende el Certificado de Aeronavegabilidad.

Validez: La validez del Certificado tiene una vigencia normal de 12 meses, contados desde la presentación a certificación por lo que en este casillero queda registrada su válidez ajustándola a dicha presentación.

El propietario u operador de la aeronave debe observar los procedimientos dispuestos en el DAP 08 06 para solicitar oportunamente la renovación de su Certificado de Aeronavegabilidad. Los antecedentes requeridos para demostrar que la aeronave cumple los requerimientos técnicos que le permiten conservar su condición de aeronavegabilidad deben ser presentados al Departamento de Aeronavegabilidad o en las oficinas zonales de Aeronavegabilidad, quince días antes de la fecha de vencimiento del certificado.

La figura 2-15 B reproduce el REVERSO de los Certificados de Aeronavegabilidad.

En el primer parrafo que figura en el REVERSO del Certificado se debe identificar claramente el número del Certificado de Tipo asignado por la autoridad aeronáutica del país de fabricación de la aeronave al modelo correspondiente. La aeronave mantendrá sus condiciones de aeronavegabilidad mientras cumpla con las específicaciones establecidas en su Certificado de Tipo y que fueron las que se aprobaron en el momento de otorgarlo.

El segundo parrafo fija las condiciones generales del otorgamiento y si es necesario se coloca alguna limitación especial de operación. Este párrafo en realidad le comunica al propietario u operador que la válidez del certifica-

AUTORIDAD PARA EMISION

Este Certificado de Aeronavegabilidad se emite de acuerdo al DFL Nº 221 sobre Navegación Aérea de fecha 15 de Mayo de 1931 y al Convenio de Aviación Civil Internacional de fecha 7 de Diciembre de 1944, y certifica que, a la fecha de su otorgamiento, la aeronave ha sido inspeccionada y cumple con las especificaciones del Certificado de Tipo . .3A12. . . . . y por lo tanto está en condiciones de operar con seguridad.

CONDICIONES

Este Certificado es válido hasta la fecha indicada, mientras la aeronave se encuentre matriculada en Chile, a menos que el propietario renuncie a él, o sea suspendido o revocado por la Dirección General de Aeronáutica Civil, y siempre que el propietario dé cumplimiento a la reglamentación vigente y a las indicaciones del fabricante, aprobadas y/o modificadas por esta Dirección.

Cualquiera alteración, reproducción o mal uso de este Certificado será sancionada de acuerdo a la reglamentación vigente.

ESTE CERTIFICADO DEBE SER COLOCADO EN UN LUGAR VISIBLE EN EL INTERIOR DE LA AERONAVE

Figura 2-15 B. Reverso Certificado de Aeronavegabilidad.

do está intimamente ligada al cumplimiento de los programas de mantenimiento de la aeronave; el no cumplimiento de alguna revisión o reemplazo indicado en dichos programas es causal para que el Certificado de Aeronavegabilidad pierda su válidez y la aeronave pierda su condición para operar con seguridad.

Certificados de Aeronavegabilidad Especiales: Para aeronaves que no poseen Certificados de Tipo, vale decir que no han demostrado ante la autoridad correspondiente, el cumplimiento de normas técnicas de aeronavegabilidad, se pueden otorgar Certificados de Aeronavegabilidad especiales, entre los que se encuentran:

1.- Certificado de Aeronavegabilidad EXPERIMENTAL para aeronaves construídas por aficionados.

2.-Certificado de Aeronavegabilidad PERMISO ESPECIAL DE VUELO para exhibición de cualidades y performances de aeronaves.

Estos certificados limitan, entre otras cosas, la operación y utilización de esas aeronaves, por lo cual antes de volar una aeronave que tenga este tipo

de certificados, es conveniente que el piloto verifique específicamente sus condiciones de utilización o tome contacto con la Dirección de Operaciones Aeronáuticas para una explicación o aclaración de los requerimientos de aeronavegabilidad pertinentes y de las limitaciones de operación.

Mantenimiento de la Condición de Aeronavegabilidad

El propósito del mantenimiento es asegurar que la aeronave conserve sus condiciones originales de aeronavegabilidad durante toda su vida útil:

"UN AVION DEBIDAMENTE MANTENIDO ES UN AVION SEGURO"

El propietario u operador de la aeronave es el responsable de mantenerla en condiciones aeronavegables cumpliendo el programa de mantenimiento y corrigiendo oportunamente las discrepancias que se presenten durante su operación.

El programa de mantenimiento y la corrección de discrepancias deben ser ejecutadas en Entidades Técnicas Aeronáuticas (ETEAS) autorizadas por la D.G.A.C. y habilitadas en el material correspondiente, vale decir en su marca y modelo.

Programa de Mantenimiento:

Toda aeronave debe poseer un programa de mantenimiento aprobado por la autoridad aeronáutica. Como norma general se emplean los programas de mantenimiento establecidos por los fabricantes de productos aeronáuticos (aeronaves-motores hélices) en sus respectivos Manuales de Servicio, que son aprobados por la autoridad, ya que dichos Manuales forman parte del Certificado de Tipo otorgado al producto correspondiente. Si el propietario de la aeronave desea usar un programa de mantenimiento distinto al indicado debe solicitar autorización a la D.G.A.C..

Los programas de mantenimiento establecidos por los fabricantes son complementados por la autoridad aeronáutica a través de Directivas de Aeronavegabilidad (AD). Mediante estos documentos se notifica a los propietarios u operadores y ETEAS respecto a acciones inseguras que afectan a determinados modelos de aeronaves y a la vez se disponen las acciones correctivas necesarias para que esas aeronaves puedan seguir operando en forma segura. Las Directivas de Aeronavegabilidad se emiten cuando se han detectado condiciones inseguras en un avión, motor, hélice o componente de una aeronave y se posee una presunción razonable que esa condición insegura

puede existir o desarrollarse en otras aeronaves o productos del mismo diseño.

En forma resumida se debe tener presente que un programa de mantenimiento de aeronaves esta formado por:

a.) *Revisiones Periódicas.* Ellas deben efectuarse generalmente cada 25, 50 y 100 horas complementándolo con revisiones especiales de 200, 500 y 1.000 horas según el Programa de Mantenimiento establecido en el correspondiente Manual editado por el fabricante y aprobado por la autoridad aeronáutica.

b.) *Servicios de aseo, lubricación, líquidos hidráulicos y otros.* Deben recargarse o recambiar cada cierto tiempo según este establecido en los Manuales ya mencionados.

c.) *Reemplazo de componentes o partes.* El Manual de Mantenimiento establece que ciertos componentes (accesorios o sistemas) deben ser cambiados con determinada frecuencia establecida en: horas de funcionamiento, tiempo calendario en servicio o ciclos de operación.

Estos componentes generalmente se clasifican en componentes que pueden ser reparados luego de la frecuencia establecida y en elementos que poseen una vida limitada de tiempo. Los primeros, para volver a ser utilizados deben ser sometidos a "overhaul" en talleres autorizados, los segundos no deben continuar en servicio después de cumplir su vida útil y deben ser retirados del servicio inutilizándolos para que no puedan usarse en forma involuntaria.

d.) *Directivas de Aeroavegabilidad.* Se conocen como "AD" las emitidas por la autoridad aeronáutica del país de origen de la aeronave y por "DA", las emitidas por la D.G.A.C. en Chile. El propietario u operador debe asegurarse del cumplimiento de las directivas aplicables a su aeronave, ya sea que ellas lo sean por una sola vez o requieran de una acción repetitiva cada ciertas horas de operación o de tiempo calendario.

Para cada aeronave se requiere la mantención de un registro que muestre el estado actualizado de las directivas aplicables, incluyendo el método de cumplimiento, fecha u horas de ejecución y ETEA que la aplicó.

Si el propietario u operador de una aeronave cumple oportunamente con su programa de mantenimiento (revisiones periódicas y especiales, reemplazo de componentes, aplicacón de AD y DA) y lleva el registro actualizado de su cumplimiento, podrá tener la confianza de que su aeronave estará en condiciones de operar en forma segura.

Reparaciones Mayores y Alteraciones:

Estas actividades no están contempladas en los programas de mantenimiento normales de una aeronave y su ejecución debe ser autorizada previamente por la D.G.A.C.. El DAP 08 00 025 establece el procedimiento para solicitar la aprobación de una alteración o modificación y el DAP 08 00 026 lo hace para establecer los procedimientos que se deben seguir para efectuar reconstrucciones o reparaciones mayores de aeronaves.

Permiso Especial de Vuelo (FERRY):

Cuando una aeronave tenga vencido su Certificado de Aeronavegabilidad y/o debe efectuar un vuelo hasta una base donde se le pueda efectuar reparaciones para recuperar su condición de aeronavegabilidad podrá solicitarse un Permiso Especial de Vuelo (FERRY). El DAP 08 022 establece el procedimieno a seguir para solicitar esta autorización. En todo caso, en forma previa al vuelo debe efectuarse una inspección por personal de mantenimiento calificado para ello y registrarse en la bitácora de la aeronave el resultado de dicha inspección.

Inspección de Prevuelo

La inspección de prevuelo del avión es uno de los deberes más importantes del piloto. Una cantidad de accidentes serios de aviones han sido causados directamennete por malas prácticas de inspección de prevuelo. La inspección de prevuelo debe ser un medio riguroso y sistemático mediante el cual el piloto determina que el avión está listo para un vuelo seguro.

Muchos Manuales del Avión o Manuales de Operación para el Piloto contienen una sección dedicada a un método para efectuar una inspección de prevuelo que debe ser utilizada como guía por el piloto.

La siguiente guía es una lista de verificación o chequeo de inspección práctica que puede ser utilizada en casi cualquier avión liviano mono o bimotor, siempre que se modifique para adecuarla al tipo de avión y a las recomendaciones del fabricante. Los números en círculo en el cuadro de inspección (Fig.2-16), corresponden a los números indicados en la lista por ítems. Al seguir la ruta indicada numéricamente, según lo indican las flechas en el cuadro de inspección, se puede lograr una inspección de prevuelo efectiva y organizada.

Antes de subir al Avión: Párese apartado y observe la apariencia general del avión en cuanto a defectos y discrepancias obvias.

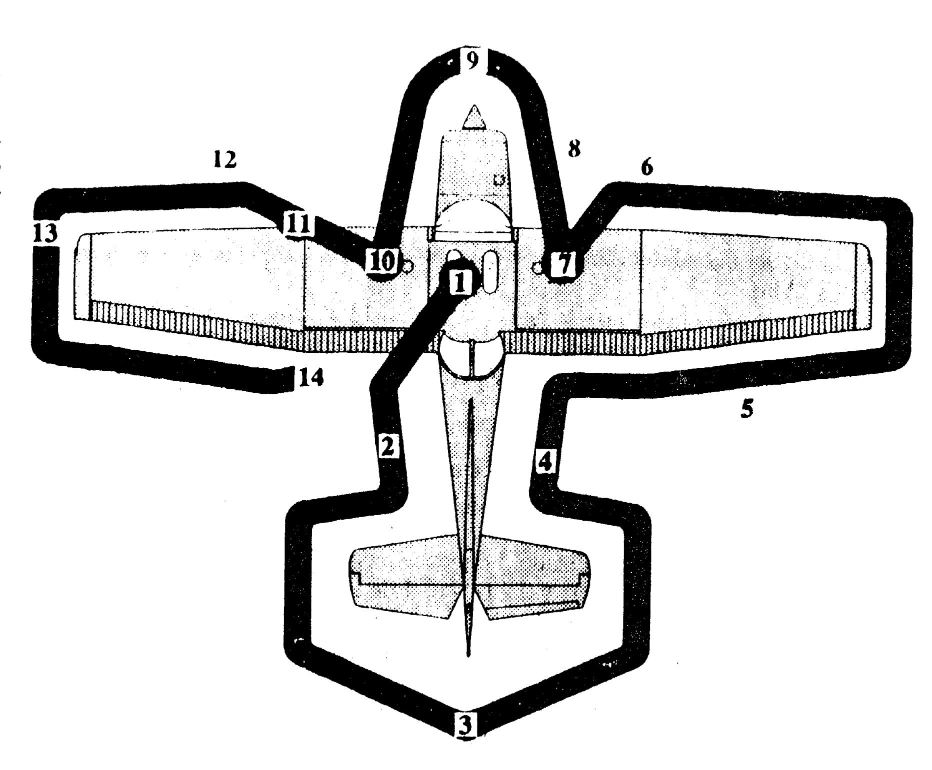


Figura 2-16. Cuadro de inspección de prevuelo.

1. **Cabina:**
   Interruptores de batería y encendido - "OFF".
   Trabas de controles - "REMOVER".
   Interruptor del tren de aterrizaje - Posición "TREN ABAJO"
2. **Fuselaje:**
   Compartimiento de equipaje - Contenido asegurado y la puerta cerrada con llave.
   Orificio de presión estática - Libre de obstrucciones.
   Estado de la cubierta - Remaches sueltos o faltantes, trizaduras, roturas en la tela, etc.
   Luces anticolisión y de navegación - Estado y seguridad.
3. **Empenaje:**
   Botas deshieladoras - Estado y seguridad.
   Trabas de la superficie de control - "REMOVER".

Superficies de control fijas y móviles - Abolladuras, trizaduras, juego excesivo, pasadores y pernos de bisagras en cuanto a seguridad y estado.
Rueda de cola - Resorte, brazos y cadenas de dirección, inflado de neumáticos y estado.
Luces - Luces de navegación y anticolisión en cuanto a estado y seguridad.

4. **Fuselaje:**
Igual que el ítem 2.

5. **Ala:**
Trabas de la superficie de control - "REMOVER".
Superficie de control incluyendo los flaps - Abolladuras, trizaduras, exceso de juego, pasadores y pernos de bisagra en cuanto a seguridad y estado.
Estado general de las alas y su cubierta - Tela rota, protuberancias o arrugas, remaches sueltos o faltantes , etc.
Luces de puntas de ala y de navegación - Seguridad y daños.
Botas deshieladoras - Estado general y seguridad.
Luz de aterrizaje - Estado, limpieza y seguridad.
Aleta de advertencia stall - Libertad de movimiento. Antes de la inspección poner en "ON" el interruptor principal, de manera que se pueda verificar la señal de advertencia cuando se deflecta la aleta.

6. **Tren de Aterrizaje:**
Ruedas y frenos - Estado y seguridad, indicaciones de fugas de fluido en los fittings, en líneas de fluido y área adyacente.
Neumáticos - Cortes, machucones, desgaste excesivo e inflado correcto.
Pierna y amortiguadores - Limpieza e inflado correcto.
Carenado de ruedas - Estado general y seguridad. En carenados aerodinámicos, mirar adentro en cuanto a acumulación de barro, hielo, etc..
Interruptores de límite y de posición - Seguridad, limpieza y estado.
Trabas de seguridad en tierra - "REMOVER".

7. **Estanques de combustible:**
Cantidad de combustible en el estanque.
Tapa del estanque y tapas del carenado - Asegurar.
Ventilaciones del depósito de combustible - Obstrucciones.
Cuando el estanque de combustible está equipado con una válvula de drenaje rápida, purgar una cantidad suficiente de combustible hacia un vaso transparente, para verificar la presencia de agua y sedimento.

8. **Motor:**
Cantidad de aceite en el motor - Asegurar la tapa de llenado.
Estado general - Verificar en cuanto a fugas de combustible y aceite.
Capota, puertas de acceso y flaps de ventilación - Estado y seguridad.
Filtro del carburador - Limpieza y seguridad.
Purgar una cantidad suficiente de combustible del drenaje del sumidero principal de combustible para determinar que no haya agua ni sedimento que quede en el sistema.
Rueda de aterrizaje de nariz - Rueda y neumático -cortes, machucones, desgaste excesivo e inflado correcto.
Pierna y amortiguador - Inflado correcto y limpieza.
Cavidad y carenado de las ruedas - Estado general y seguridad.
Interruptores de límite y de posición - Limpieza, estado y seguridad.
Traba de seguridad en tierra - "REMOVER".

9. **Hélice:**
Hélice y cono - Seguridad, fugas de aceite y estado. Observar con especial atención saltaduras y rayas profundas. Asegurar que el área de tierra bajo la hélice esté libre de gravilla, cenizas sueltas, etc..

10. **Estanques de combustible:**
Igual que el ítem 7.

11. **Tren de aterrizaje:**
Igual que el ítem 6.

12. **Pitot:**
Cubierta del pitot - "REMOVER".
Pitot y orificios estáticos - Remover obstrucciones. Estado general y alineación.

13. **Luces de puntas de alas y de navegación:**
Igual que el ítem 5.

14. **Ala:**
Igual que el ítem 5.

15. **Cabina:**
Limpieza, artículos sueltos.
Parabrisa y ventanas - Defectos obvios y limpieza.
Cinturón de seguridad y arnés para el hombro - Estado y seguridad.
Ajustar los pedales del timón de manera que se asegure el recorrido total del timón.
Freno de estacionamiento - "FIJADO".
Interruptores o palancas del tren de aterrizaje y flaps en la posición correcta.
Verificar todos los interruptores y controles.
Aletas compensadoras - "AJUSTAR".
Asiento del piloto - "TRINCADO"

Pruebas en Tierra y Verificación Funcional. Es deseable colocar el avión hacia el viento

Equipo de navegación y de comunicación - "OFF"
Válvula selectora de depósito de combustible - "ON"
Frenos - "COLOCADOS"
Poner en marcha el motor según el procedimiento recomendado por el fabricante.
Verificar todos los instrumentos en cuanto a operación e indicación correctas.
Verificar todos los controles de la planta motriz.
A velocidad de ralentí, cambiar momentáneamente los magnetos a "OFF" y verificar el circuito a tierra. Si el motor continúa operando después de haber cambiado el interruptor a "OFF", ésto indica una falla en el circuito a tierra entre los magnetos y el interruptor, y debe corregirse antes de continuar operando el motor.
Verificar los controles de vuelo, incluyendo los flaps, en cuanto a operación libre y suave en la dirección correcta.
Verificar el receptor de radio y sintonizarlo a la frecuencia correcta.
Ajustar el altímetro y el reloj.

Aeronaves estacionadas por tiempo prolongado. Se recomienda una inspección rigurosa para aquellos aviones que hayan estado a la interperie o en hangares durante un largo período de tiempo. Los aviones inactivos con frecuencia son utilizados por insectos y animales para hacer sus nidos. Los nidos de pájaros en las tomas de aire obstruyen el flujo de aire, resultando en mezclas excesivamente ricas y que pueden causar la detención del motor. Los nidos alojados entre los cilindros y los deflectores del motor causan recalentamiento, pre-encendido y detonación. Los nidos de insectos obstruyen las ventilaciones de los estanques de combustibles, causan mezclas pobres y falta de combustible. Las ratas remueven las puntadas de las costillas, haciendo que las alas se tornen inseguras. Los excrementos de roedores son altamente corrosivos para los metales de aleación de aluminio y dañinas para la tela y la madera. La detención a la interperie por períodos largos puede producir deterioro, filtraciones y fallas de operación en las mangueras de combustible, aceite, líquido hidráulico o del sistema de inducción.

Asegurarse de inspeccionar:

Enfriadores de aceite	Tomas de aire
Carburadores	Mallas de entrada y ductos

Ventilación de depósitos de combustible	- Libres de obstrucciones
Tubos Pitot	- Libres de obstrucciones
Fuselaje	- Interior y Areas de equipaje.
Alas	- Interior de Alas y superficies de control.
Ventilaciones estáticas	- Libres de obstrucciones.

Tiempo Frío. Los aviones que tienen tapa de combustible instalada al ras con la superficie superior del ala son susceptibles a recolectar agua en la cavidad de rebase del filtro. Esta agua puede congelarse durante operaciones en tiempo frío, resultando en una obstrucción de la ventilación del depósito de combustible y falla del motor. Una obstrucción parcial de la ventilación puede causar operación errática del motor y pérdida de potencia. En aquellos casos de aviones que utilizan bombas de combustible impulsadas por el motor, si la ventilación está obstruída, el estanque se puede colapsar causando daños estructurales.

Verificar la toma de aire del carburador en cuanto a obstrucciones y abrir el drenaje. El agua acumulada en la toma de aire puede congelarse y el motor no desarrollará potencia plena durante el despegue. Verificar las mallas del filtro de aire del carburador en cuanto a acumulaciones de hielo y nieve que puedan obstruir el paso del aire.

Purgar con regularidad los drenajes de los estanques de combustible. Se puede formar agua en el estanque de combustible debido a la condensación por los cambios de temperaturas rápidos y extremos y además el agua se puede congelar. Esto puede resultar en un flujo de combustible restringuido y líneas y tazones de filtros de combustibles trizados.

Verificar la acumulación de hielo en la sección posterior del fuselaje y dentro de las alas y superficies de control. El viento puede acumular nieve en el fuselaje, alas y superficies de control, luego derritiéndose y acumulándose en un punto bajo en donde finalmente se puede congelar. El peso de este hielo puede ser lo suficiente como para afectar seriamente las características de vuelo. Asegurarse de remover del avión toda escarcha, nieve y hielo, especialmente de la parte superior de las alas y de otras superficies del perfil aerodinámico.

Verificar la operación correcta de las persianas del radiador de aceite o del uso de cubiertas según lo especifique el fabricante del avión. Determinar que el grado de aceite utilizado concuerde con las recomendaciones del fabricante del motor.

CAPITULO III - INSTRUMENTOS DE VUELO

La utilización de instrumentos como ayuda para el vuelo permite al piloto operar el avión en forma más precisa, y por lo tanto, obtener máxima performance y seguridad realzada. Esto es particularlmente cierto cuando se vuela grandes distancias. Los fabricantes han suministrado los instrumentos de vuelo necesarios; sin embargo, es de responsabilidad del piloto lograr el conocimiento esencial respecto a cómo operan los instrumentos, de manera que puedan ser utilizados en forma efectiva.

Este capítulo cubre los aspectos operacionales del sistema estático-pitot e instrumentos asociados; el sistema de vacío e instrumentos asociados; y el compás magnético.

El Sistema Estático-Pitot e Instrumentos Asociados. Hay dos partes importantes en el sistema estático-pitot: (1) la cámara de presión de impacto y líneas, y (2) la cámara de presión estática y líneas. Este sistema proporciona la fuente de presión de aire para la operación del altímetro, del indicador de velocidad vertical (variómetro), y del indicador de velocidad aérea (velocímetro).

En aviones más antiguos, la presión de impacto y la presión estática eran generadas desde una fuente común conocida como el tubo estático-pitot.

La instalación en aviones más modernos separa las fuentes pitot y estática. En este sistema, la presión de aire por impacto (aire que golpea el avión debido a su movimiento hacia adelante) es tomada de un tubo pitot, el cual está montado sea en el borde de ataque del ala o en la nariz, y alineado hacia el viento relativo. En ciertos aviones, el tubo pitot está ubicado sobre el estabilizador vertical. Estas ubicaciones proporcionan el mínimo de perturbación o de turbulencia causada por el movimiento del avión a través del aire. La presión estática (presión del aire en reposo) generalmente es obtenida de la línea estática fijada a la toma o tomas montadas al ras con el costado del fuselaje. En la mayoría de los aviones que usan esta fuente de presión estática tienen dos tomas, una en cada costado del fuselaje. Esto compensa cualquier variación posible en la presión estática debido a cambios erráticos en la actitud del avión.

Las aberturas tanto del tubo pitot como de las tomas estáticas deben ser verificadas durante la inspección de prevuelo para asegurar que estén libres de obstrucciones. Las aberturas obstruídas o parcialmente obstruídas deben ser limpiadas por un mecánico autorizado. No se recomienda soplarlas, porque esto podría dañar a cualquiera de los tres instrumentos (Fig. 3-1).

En breve, la operación del sistema estático-pitot es como sigue: A medida que el avión se desplaza a través del aire, la presión de impacto sobre el tubo pitot abierto afecta a la presión en la cámara pitot. Cualquier cambio de presión en la cámara pitot es transmitida a través de una línea conectada al indicador de velocidad aérea, el cual utiliza la presión de impacto para su operación. La cámara estática es ventilada a través de pequeños orificios hacia el aire libre sin perturbar, y a medida que aumenta o disminuye la presión atmosférica, cambia acorde la presión en la cámara estática. También, este cambio de presión es transmitido a través de las líneas hasta los instrumentos que utilizan la presión estática según se ilustra en la Fig. 3-1.

Una fuente alterna para la presión estática es suministrada en algunos aviones en caso que se obstruyan los portillos estáticos. Esta fuente generalmente es conectada a la presión dentro de la cabina. Debido al efecto venturi del flujo de aire sobre la cabina, esta presión estática de la fuente alterna es generalmente menor que la presión suministrada por la fuente estática de aire exterior. Cuando se utiliza la fuente estática alterna, generalmente ocurren las siguientes diferencias en las indicaciones de los instrumentos: el altímetro indicará más de la altitud actual, la velocidad aérea será mayor que la velocidad aérea actual, y la velocidad vertical indicará un ascenso momentáneo mientras se vuela nivelado y se hace el cambio a la fuente estática alterna.

El Altímetro. El altímetro (Fig. 3-2) mide la altura del avión por encima de un nivel dado. Ya que es el único instrumento que da información de altitud, el altímetro es uno de los instrumentos más importantes del avión. Para usar

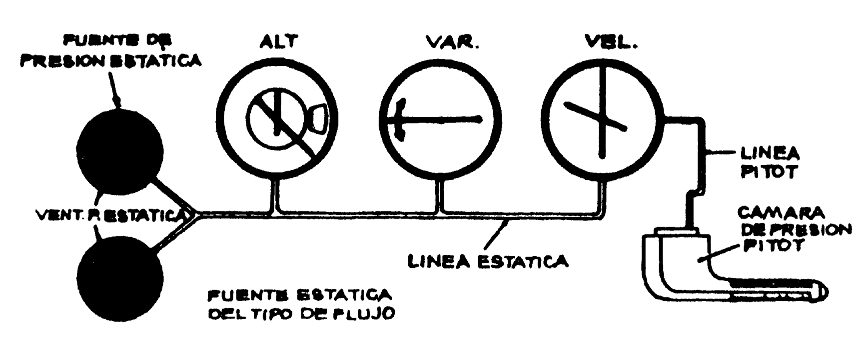


Figura 3-1. Sistema estático-pitot con instrumentos.

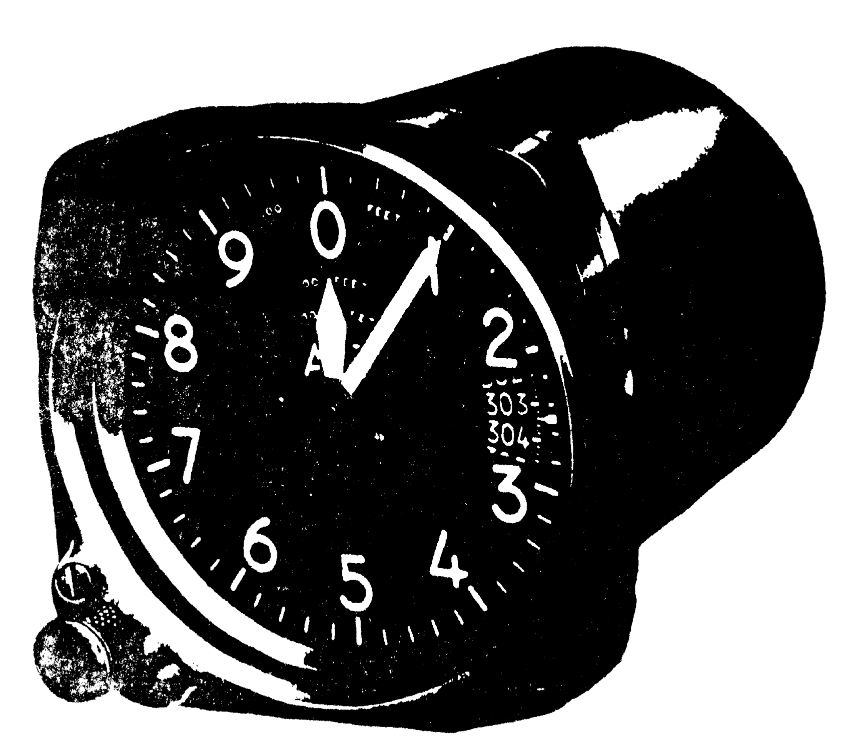


Figura 3-2. Altímetro sensible. El instrumento es ajustado por la perilla (izquierda abajo), de manera que el ajuste en uso del altímetro (30,34) aparezca en la ventana hacia la derecha.

efectivamente el altímetro, el piloto debe comprender rigurosamente su principio de operación y el efecto de la presión atmosférica y de la temperatura sobre el altímetro.

Principio de Operación. El altímetro de presión es sencillamente un barómetro aneroide que mide la presión de la atmósfera al nivel donde está ubicado el altímetro, y presenta una indicación de altitud en pies. El altímetro utiliza la presión estática como su fuente de operación. El aire es más denso en la superficie de la tierra que en altura, por lo tanto, a medida que aumenta la altitud, disminuye la presión atmosférica. Esta diferencia de presión a diversos niveles causa que el altímetro indique cambios de altitud.

La presentación de altitud varía considerablemente entre los distintos altímetros. Algunos tienen un puntero, mientras que otros tienen más de uno. En este manual se tratará solamente el tipo de multi-punteros.

El dial de un altímetro típico está graduado con numeros dispuestos en el sentido de los punteros del reloj desde 0 a 9 inclusive, según se muestra en la Figura 3-2. El movimiento del elemento aneroide es transmitido a través de un tren de engranajes a tres punteros que barren el dial calibrado para indicar la altitud. El puntero más corto indica la altitud en decenas de miles de pies; el puntero intermedio, en miles de pies; y el puntero más largo, en cientos de pies, subdividido en incrementos de 20 pies.

Esta altitud indicada es correcta, solamente si la presión barométrica a nivel del mar es estándar (29,92 pulgadas de mercurio), si la temperatura del aire libre a nivel del mar es estándar (+15º C.ó 59ºF.), y adicionalmente, si la presión y la temperatura disminuyen a un régimen estándar con el aumento de altitud. Dado que la presión atmosférica cambia contínuamente, se proporciona una forma de ajustar el altímetro para compensar las condiciones no estándar. Esto se logra mediante un sistema por el cual el ajuste del altímetro (presión barométrica local de la estación reducida a nivel del mar) es fijada en una escala barométrica ubicada sobre la cara del altímetro. Solamente una vez que se haya ajustado correctamente el altímetro, éste indicará la altitud correcta.

Efecto de la Presión y Temperatura no Estándar. Si no se prorporcionara un medio de ajuste de los altímetros para presión no estandar, el vuelo podría ser riesgoso. Por ejemplo, si se efectúa un vuelo desde una zona de alta presión hacia una zona de baja presión sin ajustar el altímetro, la altitud real del avión será menor que la altitud indicada, y cuando se vuela desde una zona de baja presión hacia una zona de alta presión, la altitud real del avión será mayor que la altitud indicada. Afortunadamente, este error puede ser corregido ajustando correctamente el altímetro.

Las variaciones de temperatura del aire también afectan al altímetro. En un día caluroso, el aire expandido es más liviano en peso por unidad de volumen que en un día frío, y en consecuencia ascienden los niveles de presión. Por ejemplo, el nivel de presión donde el altímetro indica 10.000 pies estará a MAYOR ALTITUD en un día caluroso que bajo condiciones estándar. En un día frío, es cierto lo contrario, y el nivel de 10.000 pies estará más BAJO. El ajuste efectuado por el piloto para compensar por las presiones no estándar no compensa las temperaturas no estándar. Por lo tanto, si la separación del terreno o de obstáculos es un factor en la selección de una altitud de crucero, en particular a grandes altitudes, recuerde con anticipación que LA TEMPERATURA MAS FRIA QUE ESTANDAR pondrá al avión más ABAJO de lo que indica el altímetro. Por lo tanto, se debe utilizar una altitud mayor para tener una separación adecuada del terreno.

Ajuste del Altímetro. Para ajustar el altímetro por variaciones en la presión atmosférica, la escala de presión en la ventanilla de ajuste del altímetro, calibrada en pulgadas de mercurio (Hg), debe regularse para que indique el ajuste altimétrico (QNH). El ajuste altimétrico puede ser definido como la presión de la estación reducida al nivel del mar y expresada en pulgadas de columna de mercurio.

La estación que informa el ajuste altimétrico toma mediciones cada hora de la presión atmosférica de la estación y corrije este valor a presión de nivel del mar. Estos ajustes del altímetro reflejan la altitud sobre el nivel del mar solamente en la vecindad de la estación informadora. Por lo tanto, es necesario regular el ajuste altimétrico a medida que progresa el vuelo desde una estación a la siguiente, para obtener lecturas correctas.

Muchos pilotos confiadamente esperan que el ajuste real del altímetro compensará por las irregularidades en la presión atmosférica a todas las altitudes. Esto no siempre es así, porque el ajuste altimétrico transmitido por las estaciones en tierra es la presión de la estación corregida al nivel medio del mar. El ajuste altimétrico no toma en consideración la distorsión que se produce a niveles más altos, en particular por efecto de la temperatura no estándar.

Se debe hacer notar, sin embargo, que si cada piloto en un área dada utilizara el mismo ajuste altimétrico, cada altímetro estaría igualmente afectado por los errores de variación de la temperatura y presión, haciendo posible mantener la separación de altitud deseada entre aviones.

Al volar sobre terreno montañoso alto, ciertas condiciones atmosféricas pueden causar que el altímetro indique una altitud MAYOR en 1.000 pies o más que la altitud real. Por esta razón, se debe dejar un margen seguro de altitud - no solamente por posibles errores de altímetro, sino también por corrientes descendentes que son particularmente prevalecientes si se encuentra vientos fuertes.

Para ilustrar el uso del sistema del ajuste altimétrico supongamos un vuelo desde Santiago, Aeródromo Eulogio Sánchez (Tobalaba), hasta Concepción, Aeródromo de Carriel Sur vía el VOR de Curicó.

Antes del despegue desde Tobalaba , el piloto recibe un ajuste altimétrico de 29,98 desde la Torre de Control. Este valor es fijado en la ventanilla de ajuste del altímetro y la indicación del altímetro debe entonces ser comparada con la elevación conocida de 2.129 pies del Aeródromo. Si el altímetro está calibrado correctamente, éste debería indicar la elevación de 2.129 pies del campo. Dado que la mayoría de los altímetros no están perfectamente calibrados, puede existir un error. Si la indicación de un altímetro varía en más de 75 pies con respecto a la elevación del campo, es dudosa la exactitud del instrumento y debe ser enviado a un técnico autorizado para su recalibración.

Posterior al despegue y una vez fuera de la zona de control, deberá ajustar su altímetro a 29,92 pulgadas y observar los niveles de crucero exigidos por el Reglamento del Aire (DAR-02) en su Tabla de Niveles de Crucero (Apéndice C) según la derrota. Para este caso, con un rumbo magnético de 194º, la tabla de niveles de crucero establece altitudes impares en miles de pies más 500 para los vuelos VFR, sobre 3.000 pies. Sobre Curicó, debe modificar su rumbo a 212º y su altitud a valores pares en miles de pies, más 500. Al aproximarse a Concepción y entrar a la zona de control del aeropuerto de Carriel Sur recibe el ajuste altimétrico de 29.68 desde la torre de Control y lo aplica a su altímetro. Si el piloto desea volar el patrón de tránsito a 1.000 pies sobre el terreno - la elevación de Carriel Sur es de 41 pies, debe mantener una altitud indicada de 1.050 pies.Al aterrizar, el altímetro debe indicar la elevación del aeródromo (41 pies).

Es muy importante enfatizar la importancia de ajustar y leer correctamente el altímetro.

Supongamos que el piloto se olvidó de ajustar el altímetro al volar informado por la Torre de Control de Carriel Sur y mantiene el ajuste altimétrico de 29.92 pulgadas. Si esto ocurriera, el avión, cuando inicie el patrón de transito estará aproximadamente 240 pies por debajo de la altitud correcta con el altímetro indicando 1.050 pies. Una vez aterrizado el altímetro indicará aproximadamente 240 pies más que la elevación del campo, o 280 pies.

Ajsute actual del altímetro	29,92	
Ajuste correcto del altímetro	29,68	
Diferencia	0,24	pulgadas

(1 pulgada de presión es equivalente a aproximadamente 1.000 pies de altitud - 0,24 x 1.000 pies = 240 pies).

El cálculo anterior puede ser desconcertante, particularmente al determinar si acaso se agrega o se resta la cantidad de error del altímetro. Se ofrece la siguiente explicación adicional que puede ser de ayuda para encontrar la solución a este tipo de problema.

Hay dos medios mediante los cuales se pueden mover los punteros del altímetro. Uno utiliza los cambios de presión del aire, mientras que el otro utiliza la construcción mecánica del sistema de ajuste del altímetro.

Cuando se cambia la altitud del avión, la presión cambiante dentro de la caja del altímetro expande o contrae el barómetro aneroide, el cual por medio de conexiones hace girar los punteros. Una disminución de presión causa que el altímetro indique un aumento de altitud, y un aumento de presión causa que el altímetro indique una disminución de altitud. Se hace obvio

entonces, que si el avión es volado desde un nivel de presión de 28,75 pulgadas de Hg a un nivel de presión de 29,75 pulgadas de Hg, el altímetro mostraría una disminución de aproximadamente 1.000 pies de altitud.

El otro método para mover los punteros no depende de los cambios de presión del aire, sino en la construcción mecánica del altímetro. Cuando se gira la perilla del altímetro, la escala de presión de ajuste del altímetro se mueve en forma simultánea con los punteros del altímetro. Esto puede llevar a confusión, porque los valores numéricos de presión indicados en la ventanilla aumentan mientras el altímetro indica un aumento de altitud; o disminuyen mientras el altímetro indica una disminución de altitud. Esto es contrario a la reacción de los punteros del altímetro cuando cambia la presión del aire, y corresponde exclusivamente a una característica de su construcción mecánica. Para explicar más este punto, suponga que el ajuste correcto altimétrico es de 29,50 y que el ajuste regulado del momento es de 30,00 , o una diferencia de 0,50. Esto causará un error de altitud de 500 pies. En este caso, si el altímetro es corregido de 30,00 a 29,50, disminuye el valor numérico; pero el altímetro indica una disminución de 500 pies de altitud. Antes de efectuar la corrección, el avión volaba a una altitud de 500 pies más alto de lo que debía estar con el ajuste altimétrico correcto.

Tipos de Altitud. Conocer la altitud del avión es de vital importancia para el piloto por varias razones. El piloto debe estar seguro de que el avión esté volando lo suficientemente alto como para sobrevolar el terreno u obstrucción más alta a lo largo de la ruta elegida; esto tiene especial importancia cuando la visibilidad está restringida. Para mantenerse sobre los picachos de las montañas, el piloto debe observar en todo momento la altitud del avión y la elevación del terreno circundante. Para reducir la posibilidad de una colisión en el aire, el piloto debe mantener las altitudes de acuerdo con los reglamentos de tránsito aéreo. A menudo ciertas altitudes son seleccionadas para aprovechar vientos y condiciones climáticas favorables. También, es necesario un conocimiento de la altitud para calcular velocidades aéreas verdaderas.

Altitud es la distancia vertical por sobre algún punto o nivel usado como referencia. Puede haber tantos tipos de altitud como haya de niveles de referencia desde los cuales se mide la altitud, y cada uno es utilizado por una razón específica. A los pilotos generalmente les conciernen, sin embargo, cinco tipos de altitudes:

ALTITUD ABSOLUTA - La distancia vertical de un avión por sobre el terreno.

ALTITUD INDICADA - Aquella altitud leída directamente del altímetro (no corregida) después de haber sido regulado con el ajuste altimétrico real.

ALTITUD DE PRESION - La altitud indicada cuando ha sido regulada la ventanilla de ajuste a 29,92. Este es el plano de referencia estándar, un plano teórico en donde la presión del aire (corregida a 15º C.) es igual a 29,92 pulgadas de mercurio. La altitud de presión se utiliza para determinar la altitud de densidad,altitud verdadera, velocidad aérea verdadera, etc., por medio del computador.

ALTITUD VERDADERA - La distancia vertical verdadera del avión sobre el nivel del mar - la altitud real. (A menudo expresada de esta manera: 10.900 pies MSL, Mean Sea Level). Las elevaciones de aeropuertos, terreno y de obstáculos encontrados en cartas aeronáuticas son altitudes verdaderas.

ALTITUD DE DENSIDAD - Esta altitud es altitud de presión corregida por variaciones de temperatura no estándar. Cuando las condiciones son estándar, la altitud de presión y la altitud de densidad son iguales. En consecuencia, si la temperatura está por arriba de estándar, la altitud de densidad será mayor que la altitud de presión. Si la temperatura está por debajo de estándar, la altitud de densidad será menor que la altitud de presión. Esta es una altitud importante, porque está directamente relacionada con la performance de despegue y ascenso del avión.

Indicador de Velocidad Vertical. El indicador de velocidad vertical o Variómetro (Fig. 3-3) indica si el avión está ascendiendo, descendiendo, o en vuelo nivelado. La razón de ascenso o descenso es indicada en pies por minuto. Si está correctamente calibrado, este indicador registrará cero en vuelo nivelado.

Principio de Operación. Aunque el indicador de velocidad vertical opera exclusivamente por la presión estática, es un instrumento que mide una diferencia de presión. La caja del instrumento es hermética excepto por una pequeña conexión a través de un conducto restringido hasta la línea estática del sistema estático-pitot.

Dentro de la caja sellada se ubica un diafragma con palancas conectoras y engranajes al puntero del indicador. Tanto el diafragma como la caja reciben aire de la línea estática a la presión atmosférica existente. Cuando el avión está en tierra o en vuelo nivelado, las presiones dentro del diafragma y

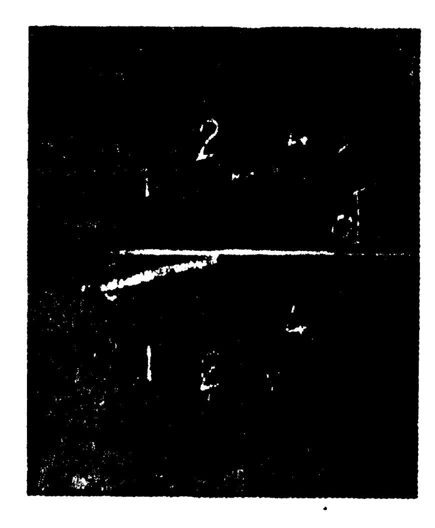


Figura 3-3 Indicador de velocidad vertical (Variómetro).

de la caja del instrumento permanecen iguales y el puntero queda en indicación cero. Cuando el avión asciende o desciende, cambia de inmediato la presión dentro del diafragma pero, debido a la acción de medición del conducto restringido, la presión de la caja permanecerá más alta o más baja durante un tiempo corto, causando que el diafragma se contraiga o se expanda. Esto causa un diferencial de presión que es indicada como ascenso o descenso en la aguja del instrumento.

El Indicador de Velocidad Aérea. El indicador de velocidad aérea o Velocímetro (Fig. 3-4) es un manómetro sensible de diferencial de presión, el cual mide y muestra oportunamente la diferencia de presión entre (1) el tubo pitot o presión de impacto, y (2) presión estática, o presión atmosférica sin perturbar al nivel de vuelo. Estas dos presiones son iguales cuando el avión está estacionado en tierra en aire calmo. Cuando el avión se desplaza a través del aire, la presión en la línea pitot se torna mayor que la presión en las líneas estáticas. Esta diferencia en presión es registrada por el puntero del velocímetro sobre el dial del instrumento, el cual está calibrado en millas por hora, nudos, o ambos.

Tipos de Velocidad Aérea. Hay tres tipos de velocidad aérea que debe comprender el piloto: (1) velocidad aérea indicada; (2) velocidad aérea calibrada; y (3) velocidad aérea verdadera.

Velocidad Aérea Indicada (IAS). La lectura directa del instrumento obtenida del indicador de velocidad aérea, sin corregir para variaciones en densidad atmosférica, error de instalación, o error de instrumento.

Velocidad Aérea Calibrada (CAS). La velocidad aérea calibrada es la velocidad aérea indicada corregida para error de instalación y error de instrumento. Aunque los fabricantes tratan de mantener en un mínimo los errores del instrumento, no es posible eliminar todos los errores en la gama de operación del velocímetro. A ciertas velocidades, y con ciertos ajustes de flaps, los errores de instalación y de instrumento pueden ser de varias millas por hora. Este error generalmente es mayor a velocidades aéreas bajas. Para velocidades aéreas de crucero y en el rango de velocidades aéreas altas, la velocidad aérea indicada y la velocidad aérea calibrada son aproximadamente iguales.

Puede ser importante referirse a la tabla de velocidad aérea calibrada para corregir los errores de velocidad aérea, porque las limitaciones de velocidad aérea, tales como aquellas encontradas en el dial codificado en colores del velocímetro, en placas en la cabina, o en el Manual de Vuelo del Avión o Manual del Propietario, generalmente son velocidades aéreas calibradas. Algunos fabricantes usan la velocidad aérea indicada más bien que la calibrada, para denotar las limitaciones mencionadas de la velocidad aérea.

El velocímetro debe ser calibrado periódicamente, porque pueden desarrollarse fugas o acumularse humedad en la tubería. La suciedad, polvo, hielo o nieve que se acumule en la boca del tubo puede obstruir el conducto de aire e impedir indicaciones correctas, como también las vibraciones pueden destruir la sensibilidad del diafragma.

Velocidad Aérea Verdadera (TAS). El indicador de velocidad aérea está calibrado para indicar la velocidad aérea verdadera bajo condiciones estándar al nivel del mar - es decir, 29,92 pulgadas de Hg y 15º C. Debido a que la densidad del aire disminuye con un aumento en altitud, el avión debe ser volado más rápidamente a mayores altitudes para producir la misma diferencia de presión entre la presión de impacto del pitot y la presión estática. Por lo tanto, para una velocidad verdadera dada, la velocidad aérea indicada disminuye a medida que aumenta la altitud o para una velocidad aérea indicada dada, la velocidad aérea verdadera aumenta con un aumento en altitud.

Un piloto puede calcular la velocidad aérea verdadera por dos métodos. El primer método, que es más exacto, involucra el uso de un computador. En este método, la velocidad aérea calibrada es corregida para variaciones en temperatura y presión utilizando la escala de corrección de velocidad aérea en el computador.

Un segundo método, que es una "regla práctica", puede ser utilizado para calcular la velocidad aérea verdadera aproximada. Esto se logra agre-

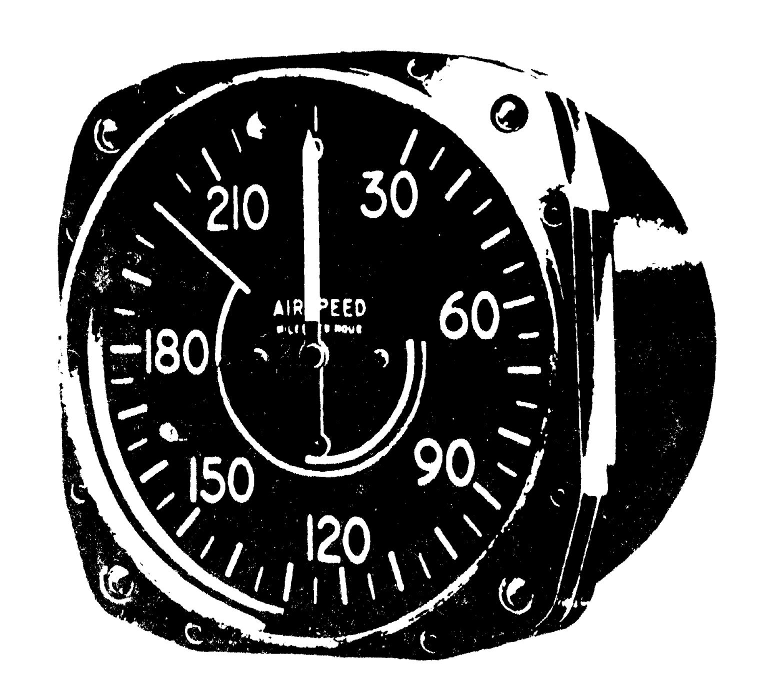


Figura 3-4. Indicador de velocidad aérea (velocímetro).

gando a la velocidad aérea indicada el 2% de su valor por cada 1.000 pies de altitud.

Ejemplo:

Dados:

Velocidad Aérea Indicada (IAS) 140 mph

Altitud 6.000 pies

Encontrar: Velocidad Aérea Verdadera (TAS)

Solución:

2% x 6 = 12% (0,12)

140 x 0,12 = 16,8

140 + 16,8 = 156,8 mph (TAS)

Marcas en el Velocímetro. Los aviones que pesan 12.500 lbs o menos fabricados después de 1945 y certificados por la FAA, requieren tener velocímetros cuyas esferas o dial deben ajustarse a un sistema estándar de marcas codificadas en colores. Este sistema de marcaciones codificado en colores, mostrado en la Fig. 3-5, permite al piloto determinar de un vistazo ciertas limitaciones en la velocidad aérea, que son vitales para la operación segura del avión. Por ejemplo, si durante la ejecución de una maniobra, el piloto observa que la aguja de su velocímetro se encuentra en el arco amarillo y se está acercando rápidamente a la línea roja, debe tomar acción correctora inmediata para reducir la velocidad aérea. Es esencial a altas velocidades aéreas que el piloto utilice presiones de control suaves para evitar esfuerzos severos sobre la estructura del avión.

La siguiente es una descripción de las marcaciones estándar sobre el velocímetro, codificadas en colores, utilizados en aviones monomotores livianos:

SECTOR DE OPERACION DE LOS FLAPS (arco blanco).

VELOCIDAD DE STALL SIN POTENCIA CON LOS FLAPS Y EL TREN DE ATERRIZAJE EN POSICION PARA ATERRIZAJE (límite inferior del arco blanco).

VELOCIDAD MAXIMA DE EXTENSION DE FLAPS (límite superior del arco blanco). Esta es la velocidad aérea máxima a la cual el piloto debe extender flaps totales. Si los flaps son operados a velocidades aéreas mayores, puede provocarse tensiones excesivas o fallas en la estructura.

SECTOR DE OPERACION NORMAL (arco verde).

VELOCIDAD DE STALL SIN POTENCIA CON LOS FLAPS Y TREN DE ATERRIZAJE RETRACTADOS (límite inferior del arco verde).

VELOCIDAD DE CRUCERO ESTRUCTURAL MAXIMA (límite superior del arco verde). Esta es la velocidad máxima para operación normal).

SECTOR DE PRECAUCION (arco amarillo). El piloto debe evitar esta área a menos que el aire esté calmo.

VELOCIDAD MAXIMA (línea roja). Esta es la velocidad máxima a la cual el avión puede ser operado en aire calmo. Jamás debe ser excedida intencionalmente esta velocidad.

Otras Limitaciones de la Velocidad Aérea. Hay otras limitaciones importantes de la velocidad aérea que no están marcadas sobre la esfera del velocímetro. Estas velocidades se encuentran generalmente indicadas en placas a la vista del piloto y en el Manual de Vuelo del Avión o en el Manual del Propietario.

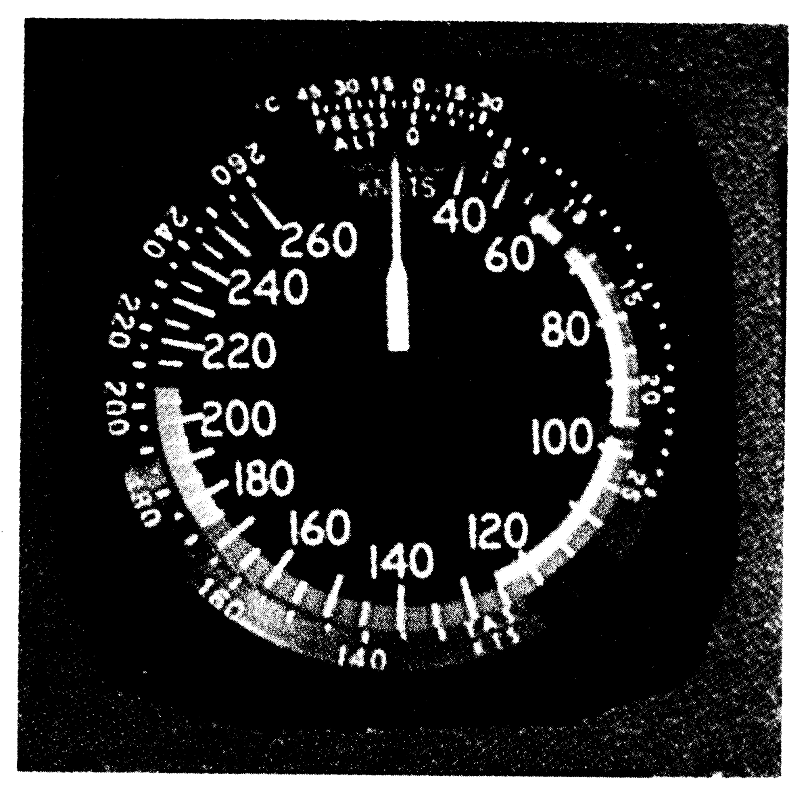


Figura 3-5. Indicador de velocidad aérea que muestra el sistema de códigos en colores.

Un ejemplo es la VELOCIDAD DE MANIOBRA. Esta es la velocidad en "aire turbulento" y la velocidad máxima para maniobras abruptas. Si durante el vuelo, se encuentra turbulencia severa, la velocidad aérea debe ser reducida a la velocidad de maniobra o menor para minimizar los esfuerzos sobre la estructura del avión.

Otras velocidades aéreas importantes incluyen la VELOCIDAD DE OPERACION DEL TREN DE ATERRIZAJE, la velocidad máxima para extender o retraer el tren de aterrizaje si se utiliza un avión equipado con tren de aterrizaje retráctil; la VELOCIDAD DE MEJOR ANGULO DE ASCENSO, importante cuando se requiere un despegue corto para sobrevolar un obstáculo; y la VELOCIDAD DE MEJOR RAZON DE ASCENSO, la velocidad aérea que dará al piloto la mayor altitud en un período de tiempo dado. El piloto que vuela el cada vez más popular avión bimotor liviano debe conocer la VELOCIDAD MINIMA DE CONTROL del avión, la velocidad mínima de vuelo a la cual el avión es satisfactoriamente controlable cuando quede súbitamente inoperativo un motor, con el motor restante a potencia de despegue. Las últimas dos velocidades aéreas están ahora marcadas, ya sea en la esfera o dial del velocímetro o sobre el tablero de instrumentos en aviones de fabricación reciente.

La descripción de estas limitaciones en las velocidades aéreas están, ex profeso, limitadas al lenguaje profano.

Las siguientes son abreviaciones para velocidades de performance:

"Va" - velocidad de maniobra de diseño.
"Vc" - velocidad crucero de diseño.
"Vf" - velocidad de flaps de diseño.
"Vfe" - velocidad máxima con flaps extendidos.
"Vle" - velocidad máxima con tren de aterrizaje extendido.
"Vlo" - velocidad máxima de operación del tren de aterrizaje.
"Vlof" - velocidad de despegue.
"Vne" - jamás exceder la velocidad.
"Vr" - velocidad de rotación.
"Vs" - velocidad de stall o la velocidad mínima constante de vuelo a la cual es controlable el avión.
"Vso" - velocidad de stall o la velocidad mínima constante de vuelo en configuración de aterrizaje.
"Vs1" - velocidad de stall o la velocidad pareja mínima de vuelo obtenida en una configuración especificada.
"Vx" - velocidad para el mejor ángulo de ascenso o montada.
"Vy" - velocidad para la mejor razón de ascenso.

Instrumentos de Vuelo Giroscópicos. Varios instrumentos de vuelo utilizan las propiedades de un giróscopo para su operación. Los instrumentos más comunes que contienen giróscopos son el indicador de viraje, coordinador de viraje, indicador de rumbo (girocompás), y el indicador de actitud (horizonte artificial). Para comprender cómo operan estos instrumentos, se requiere un conocimiento de su sistema de propulsión, de los principios giroscópicos, y del principio de operación de cada instrumento.

Fuentes de Poder para la Operación Giroscópica. Los instrumentos giroscópicos pueden ser operados ya sea por un vacío o por un sistema eléctrico. En algunos aviones, todos los giróscopos son operados por vacío o eléctricamente; en otros, los sistemas de vacío suministran la potencia para los indicadores de rumbo y de actitud, mientras que el sistema eléctrico suministra la potencia para propulsar el giróscopo de la aguja del indicador de viraje.

Sistema de Vacío o de Presión. El sistema de vacío o de presion hace girar el giróscopo al extraer una corriente de aire desde los álabes del rotor y haciéndolo girar a altas velocidades, esencialmente igual a la operación de una rueda de agua o turbina. Se puede utilizar un tubo venturi o una bomba de vacío para suministrar el vacío necesario para hacer girar los rotores.

La cantidad de vacío necesario para la operación del instrumento es generalmente entre 3,5" a 4,5" Hg. Los indicadores de viraje y de inclinación lateral utilizados en algunas instalaciones requieren de un vacío menor. Estos distintos valores son obtenidos utilizando válvulas reguladoras en la línea de suministro individual del instrumento.

Sistemas de Tubo Venturi. El tubo venturi fue utilizado como medio para operar los giróscopos en muchos aviones fabricados hace años. Las ventajas del tubo venturi como fuente de succión son su costo relativamente bajo y la sencillez de instalación y operación.

El tubo venturi es montado en el exterior del fuselaje del avión. En el rango de velocidad aérea normal de operación, la velocidad del aire a través del venturi crea la suficiente succión como para hacer girar el giróscopo.

Se deben conocer las limitaciones del sistema de tubo venturi. El tubo venturi está diseñado para producir el vacío deseado a aproximadamente 100 mph bajo condiciones estándar a nivel del mar. Las amplias variaciones en la velocidad aérea o densidad del aire, o la restricción al flujo de aire por la formación de hielo, afectarán la presión en la garganta del venturi y así el vacío que impulsa el rotor del giróscopo. Dado que este no alcanza su velocidad de operación normal sino hasta después del despegue, se hacen imposibles las verificaciones de prevuelo de instrumentos giroscópicos. Por esta razón, el venturi es adecuado solamente para instrucción de instrumentos en aviones livianos y vuelo por instrumentos limitado a ciertas condiciones climáticas. Los aviones que vuelan en un rango más amplio de velocidad, altitud, y condiciones climáticas requieren una fuente de poder más efectiva que sea independiente de la velocidad aérea y menos susceptible a condiciones atmosféricas adversas.

Bomba de Vacío Propulsada por el Motor. Una fuente de vacío para los giróscopos instalados en aviones livianos es la bomba de paletas propulsada por el motor, la cual va montada sobre el eje propulsor de accesorios del motor, y está conectada al sistema de lubricación del motor para sellar, enfriar y lubricar la bomba. Otro tipo de bomba va montado sobre el costado del block del motor, delante de los cilindros del motor, y es propulsada por el cigüeñal del motor mediante una disposición de polea y correa en V. La capacidad de la bomba y el tamaño de la bomba varían en los diferentes aviones, dependiendo del número de giróscopos a operar.

Un sistema de vacío típico (Fig. 3-6) consiste en una bomba de vacío propulsada por el motor, un separador aire/aceite, un regulador de vacío, una válvula de alivio, un filtro de aire y tubería y múltiples necesarios para completar las conexiones. Un indicador de succión en el tablero de instrumentos del avión indica la cantidad de vacío del sistema.

En los últimos años se han hecho comunes las bombas de vacío "secas", que no necesitan lubricación y por lo tanto su instalación es más simple.

Los filtros de aire impiden la entrada de materias extrañas en el sistema de vacío. Se puede instalar filtros individuales para cada instrumento, o puede utilizarse un filtro de aire general, dependiendo del diseño del sistema. El filtro de aire general impide que la materia extraña fluya a través de todos los instrumentos giroscópicos. El flujo se reduce a medida que se ensucia el filtro general; esto resulta en una lectura más baja en el indicador de vacío. Con el sistema de filtro individual, un filtro sucio no necesariamente será indicado en el indicador de vacío.

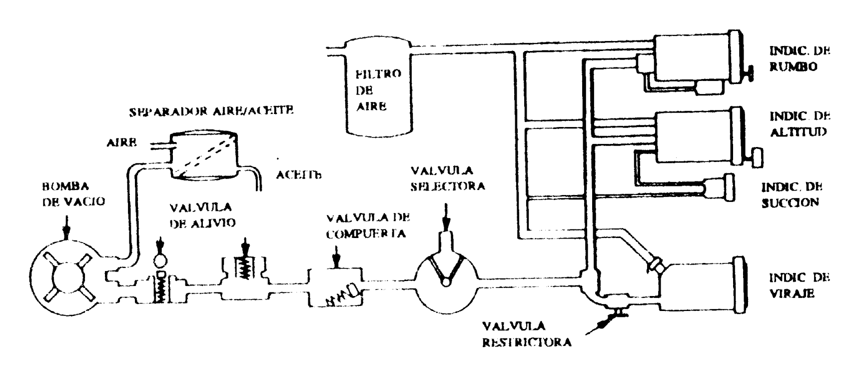


Figura 3-6. Sistema de vacío típico propulsado por bomba.

Principios Giroscópicos. Cualquier objeto que gira exhibe propiedades giroscópicas; sin embargo, una rueda diseñada y montada para utilizar estas propiedades se llama giróscopo. Dos características de diseño importantes de un instrumento giroscópico son un gran peso o gran densidad para su tamaño y la rotación a altas velocidades con cojinetes de baja fricción. Los montajes de las ruedas giroscópicas se llaman "balancines" (gimbals),y pueden ser anillos circulares, marcos rectangulares o, en los instrumentos de vuelo, una parte de la caja del instrumento mismo.

Hay dos tipos generales de montajes; el tipo utilizado depende de cuál propiedad del giróscopo es utilizada en el instrumento. Un giróscopo libre ó con montaje universal es libre de girar en cualquier dirección alrededor de su centro de gravedad. Se dice que tal rueda tiene libertad de girar en los tres planos. La rueda o rotor está libre de girar en cualquier plano en relación a la base y se le equilibra de manera tal que con la rueda del giróscopo en descanso, ésta permanecerá en la posición en que se le dejó. Los giróscopos montados en forma restringida o semi rígida son aquellos montados de manera tal que uno de los planos de libertad se mantiene fijo en relación a la base.

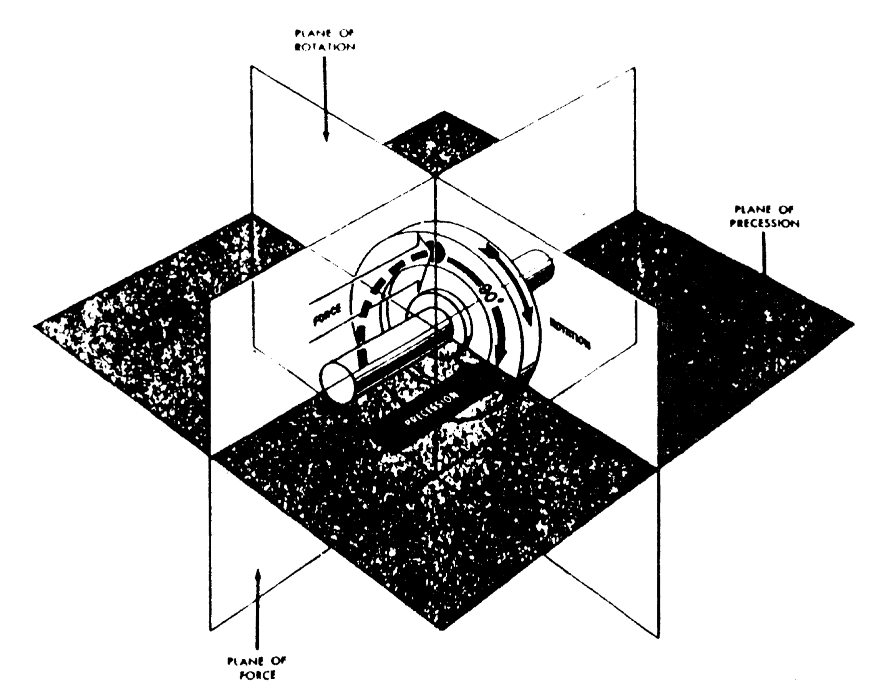
Hay dos propiedades fundamentales de la acción giroscópica; rigidez en el espacio, y precesión.

La rigidez en el espacio mejor puede ser explicada aplicando la primera Ley de Movimiento de Newton que dice, "un cuerpo en descanso permanecerá en descanso; o si está en movimiento en línea recta, permanecerá en movimiento rectilíneo a menos que actúe sobre él una fuerza externa". Un ejemplo de esta ley es el rotor de un giróscopo montado universalmente. Cuando gira la rueda, ésta exhibe la habilidad de permanecer en su plano de rotación original sin tomar en cuenta cómo se desplaza la base. Sin embargo, dado que es imposible diseñar cojinetes sin algo de fricción, siempre existirá alguna fuerza deflectora sobre la rueda.

Los instrumentos de vuelo que utilizan la propiedad giroscópica de rigidez para su operación son el indicador de actitud y el indicador de rumbo; por lo tanto, sus rotores deben ser montados libre o universalmente.

La segunda propiedad de un giróscopo - precesión - es la acción o deflexión resultante en una rueda en rotación cuando se le aplica una fuerza deflectora a su orilla (Fig. 3-7). Cuando se aplica una fuerza deflectora a la orilla de una rueda en rotación, la fuerza resultante aparece girada 90º en la dirección de rotación y en el sentido de la fuerza aplicada. El régimen al cual precesa la rueda es inversamente proporcional a la velocidad del rotor y proporcional a la fuerza deflectora. La fuerza mediante la cual la rueda precesa es la misma que la fuerza deflectora aplicada (menos la fricción de los cojinetes). Si se aplica una fuerza deflectora demasiado grande para la cantidad de rigidez de la rueda, la rueda precesa y se vuelca al mismo tiempo.

Indicador de Viraje y Deslizamiento. El indicador de viraje y deslizamiento fue uno de los primeros instrumentos utilizados para controlar un avión sin referencia visual al terreno o al horizonte (Fig. 3-8). Sus usos principales en aviones son para indicar virajes y para servir como fuente de emergencia en la información de inclinación lateral en caso que falle el indicador de actitud.



Fa 3-7. Precesión giroscópica resultante de la aplicación de una fuerza deflectora.

El indicador de viraje y deslizamiento es realmente una combinación de dos instrumentos: la aguja de viraje y la bola o inclinómetro. La aguja es operada por un giróscopo para indicar la razón de viraje, y la bola reacciona a la gravedad y/o a la fuerza centrífuga para indicar la necesidad de una corrección direccional.

Como se dijo anteriormente, la aguja de viraje es operada por un giróscopo, propulsado por vacío o electricidad. El montaje semirígido del giróscopo permite a éste rotar libremente alrededor de los ejes lateral y longitudinal del avión, pero queda restringido en su rotación alrededor del eje vertical. Cuando el avión es virado o rotado alrededor del eje vertical, se establece una fuerza deflectora que causa la precesión del giróscopo, lo que resulta en una inclinación del giróscopo. Esta inclinación es transmitida a la aguja de viraje por medio de una conexión mecánica. A medida que aumenta la razón de viraje, aumenta la precesión del giróscopo, resultando en una indicación de mayor razón de viraje. Un dispositivo de resortes fijado al giróscopo lo mantiene vertical cuando no existe una fuerza deflectora. Este disposi-

tivo es ajustable para calibrar el instrumento para una razón o viraje dado. Además, un mecanismo de amortiguación evita la oscilación excesiva de la aguja.

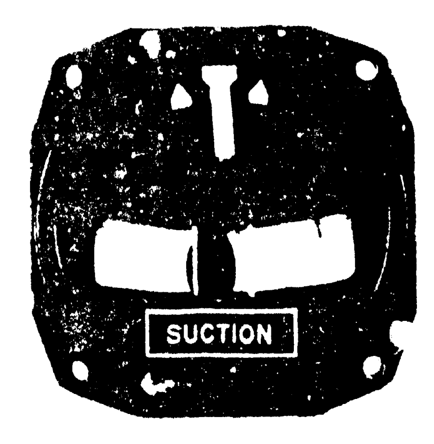


Figura 3-8. Indicador de viraje y deslizamiento

La Aguja de Viraje. La aguja de viraje indica la razón (número de grados por segundo) al cual está virando el avión alrededor de su eje vertical. Al contrario del indicador de actitud, éste no da una indicación directa de la actitud de inclinación del avión. Para cada velocidad aérea, hay un ángulo de inclinación lateral específico necesario para obtener un viraje coordinado a una razón de viraje dada. Mientras mayor sea la velocidad aérea, mayor será el ángulo de inclinación lateral requerido para obtener la razón de viraje dada. Por lo tanto, la aguja de viraje da solamente una indicación indirecta sobre la actitud de inclinación o ángulo de inclinación lateral del avión.

Tipos de Indicadores de Viraje. Hay dos tipos de aguja en los Indicadores de Viraje - la aguja de viraje de "2 minutos" y la aguja de viraje de "4 minutos". Cuando se utiliza una aguja de viraje de dos minutos, un viraje de 360º efectuado al régimen indicado por la deflexión del ancho de una aguja requiere dos minutos para completarse. En este caso, el avión estaría virando a una razón de 3º por segundo, lo que se considera un viraje a régimen estándar. Cuando se utiliza una aguja de viraje de cuatro minutos, un viraje de 360 º efectuado al régimen indicado por la deflexión del ancho de una aguja requiere cuatro minutos para completarse. En este caso, el avión está virando a una razón de 1,5º por segundo. Un viraje estándar de 3º por segundo será indicado en este tipo de indicador de viraje por una deflexión del ancho de dos agujas.

La Bola. Esta parte del instrumento es un sencillo inclinómetro que consiste en un tubo de vidrio sellado y curvo que contiene kerosene y una bola de ágate negro o rodamiento de acero que se puede desplazar libremente dentro del tubo. El fluido proporciona una acción amortiguadora que asegura el desplazamiento suave y fácil de la bola. El tubo es curvo, de manera que cuando esté en posición horizontal, la bola tiende a buscar el punto más bajo. Existen dos marcas de referencia como ayuda para determinar cuándo la bola está en el centro del tubo. Durante un vuelo coordinado recto y nivelado, la fuerza de gravedad causa que la bola descanse en la parte más baja del tubo, centrada entre las lineas de referencia. Durante un viraje coordinado, se encuentran en equilibrio las fuerzas de viraje, causando que la bola permanezca centrada en el tubo. Si se desequilibran las fuerzas de viraje, tal como durante un deslizamiento o derrape, la bola se desplaza en dirección de la fuerza excesiva alejándose del centro del tubo.

La bola es entonces en efecto, un indicador de balance, y se le utiliza como ayuda visual para determinar el uso coordinado del control de alerón y de timón. Durante un viraje, ésta indica la relación entre el ángulo de inclinación lateral y la razón de viraje. También indica la "calificación" del viraje o si el avión tiene el ángulo de inclinación lateral correcto para la razón de viraje.

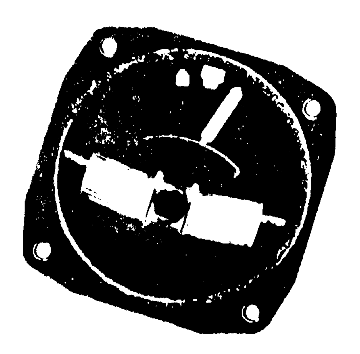
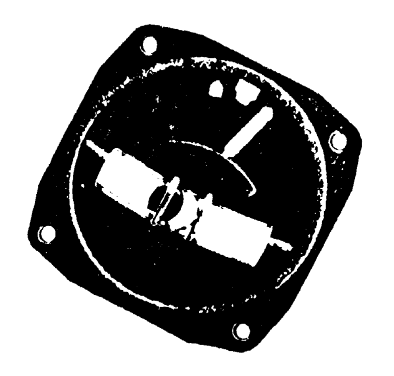
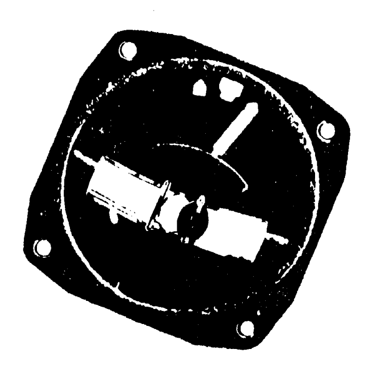
En un viraje coordinado, la bola toma una posición entre las marcas de referencia (Fig. 3-9).

En un derrape, la razón de viraje es demasiado grande para el ángulo de inclinación lateral, y la fuerza centrífuga excesiva desplaza la bola hacia el exterior del viraje (Fig. 3-9). Para lograr un vuelo coordinado desde un derrape se requiere aumentar la inclinación lateral o disminuir la razón de viraje, o una combinación de ambos.

En un deslizamiento, la razón de viraje es demasiado lento para el ángulo de inclinación lateral, y la falta de fuerza centrífuga desplaza la bola hacia el interior del viraje (Fig. 3-9). Para lograr un vuelo coordinado desde un deslizamiento, se requiere disminuir la inclinación lateral o aumentar la razón de viraje, o una combinación de ambos.

Es muy importante que el piloto comprenda que la bola debe ser mantenida en el centro en todo momento durante el vuelo, excepto para ciertas maniobras tales como deslizamientos intencionales. Si la bola no está centrada, significa que existen fuerzas anormales, las que podrían causar que el avión entre en stall o en barrena inesperadamente, lo que es peligroso, particularmente cerca del suelo.

Coordinador de Viraje. En años recientes, ha sido desarrollado un nuevo tipo de indicador de viraje y es utilizado bastante extensamente. Este instru-

Fgura 3-9. Indicaciones de la bola en diversos tipos de virajes.

mento se conoce como un "Coordinador de Viraje" (Fig. 3-10). En lugar de la indicación de aguja de viraje, este instrumento muestra el movimiento del avión alrededor de su eje longitudinal exhibiendo un avión en miniatura sobre el instrumento. El movimiento del avión en miniatura sobre el instrumento es proporcional a la razón de viraje. El inclinómetro convencional (de bola) también es incorporado en este instrumento.

El Indicador de Rumbo. El indicador de rumbo (o girocompás) es fundamentalmente un instrumento mecánico diseñado para facilitar el uso del compás magnético. Los errores en el compás magnético son numerosos, haciendo difíciles de lograr, particularmente en aire turbulento, el vuelo recto y los virajes de precisión hacia rumbos determinados. Los indicadores de rumbo (Figs. 3-11 y 3-12) no son afectados por las fuerzas que hacen difícil de interpretar al compás magnético.

La operación del indicador de rumbo depende de la propiedad fundamental de rigidez en el espacio de la acción giroscópica. El rotor gira en un plano vertical, y fijado al rotor está una tarjeta de compás. Dado que el rotor permanece rígido en el espacio, los puntos sobre la tarjeta mantienen la misma posición en el espacio en relación al plano vertical. A medida que la caja del instrumento y el avión giran alrededor del eje vertical, la tarjeta proporciona información clara y exacta sobre el rumbo.

La información de rumbo es exhibida por uno de dos medios. La Figura 3-11 muestra el indicador de rumbo del tipo más antiguo, el cual exhibe los rumbos sobre una tarjeta montada horizontalmente alrededor del mecanismo del giróscopo. Sólo una pequeña porción del rumbo puede ser vista a través de la ventanilla. La Figura 3-12 muestra el indicador de rumbo más moderno, el cual exhibe los rumbos sobre un dial montado verticalmente al instrumento. En este último instrumento, se pueden ver todos los rumbos. Ambos están calibrados en incrementos de cinco grados.

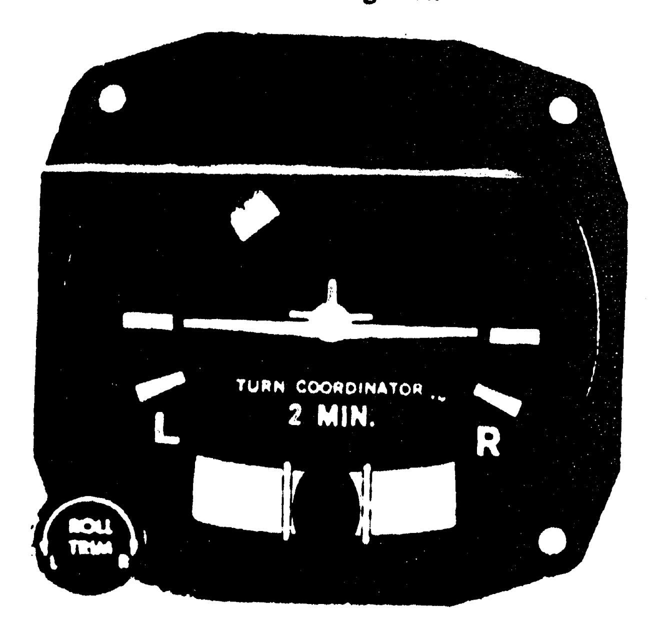
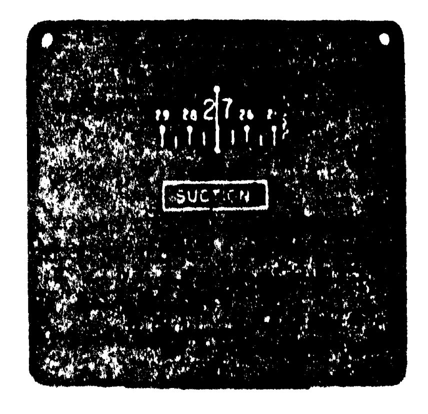


Figura 3-10. Coordinadior de viraje.

Debido a la precesión, causada principalmente por la fricción de los cojinetes, el indicador de rumbo se arrastrará o desviará del rumbo al cual ha sido fijado. Entre otros factores, la cantidad de desvío depende en gran parte del estado del instrumento. Si los cojinetes están gastados, sucios o incorrectamente lubricados, el desvío puede ser excesivo.



Fura 3-11. Indicador de rumbo (Girocompás).

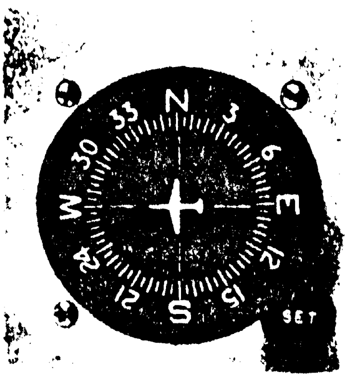


Figura 3-12. Indicador de rumbo (Girocompás).

Tenga presente que el indicador de rumbo (girocompás) no es busca-dirección, como lo es el compás magnético. Es importante verificar con frecuencia las indicaciones y volver a ajustar el girocompás para alinearlo con el compás magnético cuando sea necesario. Su ajuste al rumbo del compás magnético debe ser efectuado solamente cuando el avión está en vuelo con alas niveladas y sin acelerar; de lo contrario se pueden obtener lecturas erróneas del compás magnético.

Los límites de inclinación lateral y de cabeceo hasta los cuales puede operar el indicador de rumbo varían según el diseño y marca del instrumento en particular. En algunos indicadores de rumbo encontrados en aviones livianos, los límites son aproximadamente de 55º de cabeceo y 55º de inclinación lateral. Cuando se excede cualquiera de estos límites de actitud, el instrumento "da tumbos" o se "rebasa" y ya no da la indicación correcta sino hasta volver a ajustarlo. Después de rebasarse, puede volver a ajustarse mediante la perilla de trinca. Muchos de los instrumentos modernos utilizados han sido diseñados de manera que no den tumbos.

El Indicador de Actitud. El indicador de actitud, con su avión en miniatura y barra de horizonte, exhibe un cuadro de la actitud del avión (Fig. 3-13). La relación entre el avión en miniatura y la barra del horizonte es la misma que la relación entre el avión verdadero y el horizonte efectivo. El instrumento da una indicación instantánea aún de los cambios de actitud más pequeños. Se le conoce también como Horizonte Artificial .

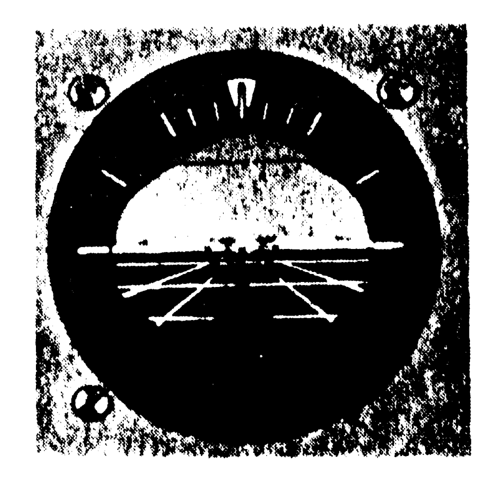
El giróscopo en el indicador de actitud está montado sobre un plano horizontal y para su operación depende de la propiedad fundamental de rigidez en el espacio de la acción giroscópica. La barra de horizonte representa al horizonte verdadero. Esta barra está fijada al giróscopo y permanece en plano horizontal a medida que el avión es cabeceado o inclinado lateralmente alrededor de su eje lateral o longitudinal, indicando la actitud del avión en relación al horizonte verdadero.

Se proporciona una perilla de ajuste mediante la cual el piloto puede desplazar hacia arriba o hacia abajo el avión en miniatura para alinearlo con la barra del horizonte y adecuarlo a la línea de visión del piloto. Normalmente, el avión en miniatura es ajustado de manera que las alas cubran la barra del horizonte cuando el avión está en vuelo crucero recto y nivelado.

Ciertos indicadores de actitud están equipados con un mecanismo de trinca. Si el instrumento está equipado así, este debe ser destrincado solamente durante el vuelo recto y nivelado; de lo contrario no será confiable.

Los límites de cabeceo e inclinación lateral dependen de la marca y modelo del instrumento. Los límites en el plano de inclinación lateral son generalmente desde 100 a 110º, y los límites de cabeceo son generalmente

Fgura 3-13. Indicador de actitud.



desde 60 a 70°. Si cualquier límite es excedido, el instrumento dará tumbos o se rebasará y dará indicaciones incorrectas hasta que sea vuelto a ajustar. Existen indicadores de actitud modernos que no dan tumbos.

Todo piloto debe poder interpretar la escala de inclinación lateral (Fig. 3-14). En la mayoría de los indicadores de actitud, la escala de inclinación lateral ubicada en la parte superior del instrumento se desplaza en dirección opuesta a aquella en que efectivamente se inclina lateralmente el avión. Esto puede confundir al piloto si se utiliza este indicador para determinar la dirección de la inclinación lateral. Esta escala debe ser utilizada solamente para controlar el grado de la inclinación lateral deseada. Se debe utilizar la relación entre el avión en miniatura y la barra del horizonte como indicación de la dirección de la inclinación lateral. Ahora se fabrican indicadores de actitud con escalas de inclinación lateral que se desplazan en la misma dirección que la inclinación lateral.

El indicador de actitud es confiable y es el instrumento de vuelo más real del tablero de instrumentos. Sus indicaciones son aproximaciones muy cercanas de la actitud efectiva ó real del avión.

Compás Magnético. Dado que el compás magnético basa su funcionamiento sobre el principio del magnetismo, es necesario que el piloto tenga por lo menos una comprensión básica de este principio. Un imán de barra sencillo tiene dos centros de magnetismo llamados polos. Las líneas de fuerza magnética fluyen en todas direcciones desde cada polo, eventualmente torciéndose y retornando al otro polo. El área a través de la cual fluyen estas líneas de fuerza se llama el campo del imán (Fig. 3-15). Para el propósito de esta discusión, los polos han sido designados "norte" y "sur". Si se colocan dos imanes de barra cerca el uno del otro, el polo norte de uno atraerá al polo sur del otro. Hay evidencia de que existe un campo magnético rodeando la tierra, y esta teoría es aplicada en el diseño del compás magnético. Este actúa en forma muy parecida a como si fuera un enorme imán de barra que va a lo largo del eje de la tierra que termina varios cientos de millas bajo la superficie.

Las líneas de fuerza tienen una componente vertical (o atracción) que es cero en el ecuador, pero aumenta a 100% de la fuerza total en los polos. Si se mantienen agujas magnéticas a lo largo de estas líneas de fuerza tales como las barras del compás magnético del avión, la componente vertical causa que un extremo de la aguja se incline o que se deflecte hacia abajo. La cantidad de inclinación aumenta a medida que ellas se acercan a los polos. Es esta deflexión o inclinación la que causa algunos de los errores mayores en los compases magnéticos.

El compás magnético (Fig. 3-16), que es el único instrumento busca orientación en el avión, es de construcción sencilla. Contiene dos agujas de acero magnetizadas, fijadas a un flotador, alrededor del cual se monta una tarjeta de compás. Las agujas están paralelas, con sus extremos que buscan el norte apuntando en la misma dirección. La carátula del compás tiene letras para los puntos cardinales, y cada intervalo de 30° está representado por un número, el último cero del cual es omitido. Por ejemplo, 30° aparecería como un 3 y 300° aparecería como 30. Entre estos números, la carátula está graduada para cada 5°.

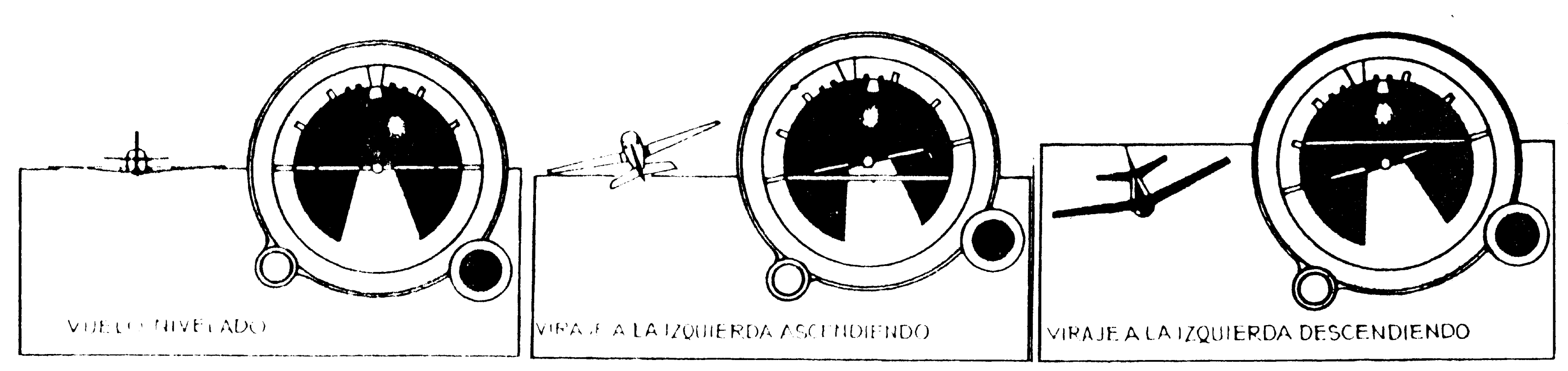
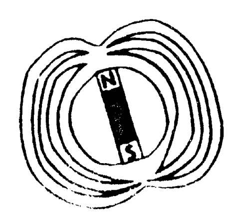
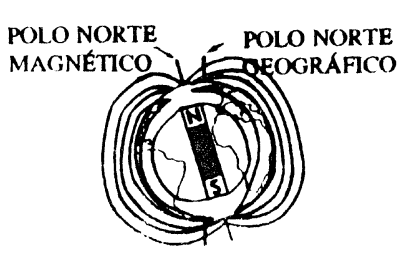


Figura 3-14. Diversas indicaciones del indicador de actitud.



CAMPO MAGNÉTICO ALREDEDOR DE UN IMÁN DE BARRA



CAMPO MAGNÉTICO TERRESTRE COMPARADO CON UN IMÁN DE BARRA

Figura 3-15. Campo magnético de la Tierra.

El conjunto del flotador está contenido en un tazón llenado con kerosene blanco libre de ácidos. Los propósitos del líquido son de amortiguar las oscilaciones excesivas de la carátula del compás y aliviar por flotación los cojinetes, de parte del peso del flotador. Se utilizan cojinetes de joyas para montar el conjunto del flotador encima de un pedestal. Una línea (llamada línea de fé) se monta detrás del vidrio del instrumento, la cual puede ser utilizada como línea de referencia al alinear los rumbos en la tarjeta del compás.

Errores del Compás. Variación Magnética. Aunque el campo magnético de la tierra está ubicado aproximadamente de Norte a Sur, los polos magnéticos de la tierra no coinciden con sus polos geográficos, los cuales son utilizados en la construcción de cartas aeronáuticas. En consecuencia, en la mayoría de los lugares sobre la superficie de la tierra, las agujas de acero sensibles a la dirección que buscan el campo magnético de la tierra, no indicarán hacia el Norte Verdadero, sino hacia el Norte Magnético. Además, campos magnéticos locales de depósitos de minerales y otras condiciones pueden distorsionar el campo magnético de la tierra y causar un error de posición adicional, en relación al Norte Verdadero, en las agujas magnetizadas del compás que buscan el Norte Magnético. La diferencia angular entre el Norte Verdadero y la dirección indicada por el compás magnético - excluyendo errores por desviación - se conoce como variación magnética. La variación magnética es diferente para diferentes puntos sobre la superficie terrestre y se le muestra en las cartas aeronáuticas como líneas punteadas que conectan aquellos puntos de igual variación magnética. Estas líneas son llamadas líneas isogónicas. La línea donde la variación magnética es cero es una línea agónica. La variación magnética será discutida en mayor detalle en la Sección de Navegación de este manual.

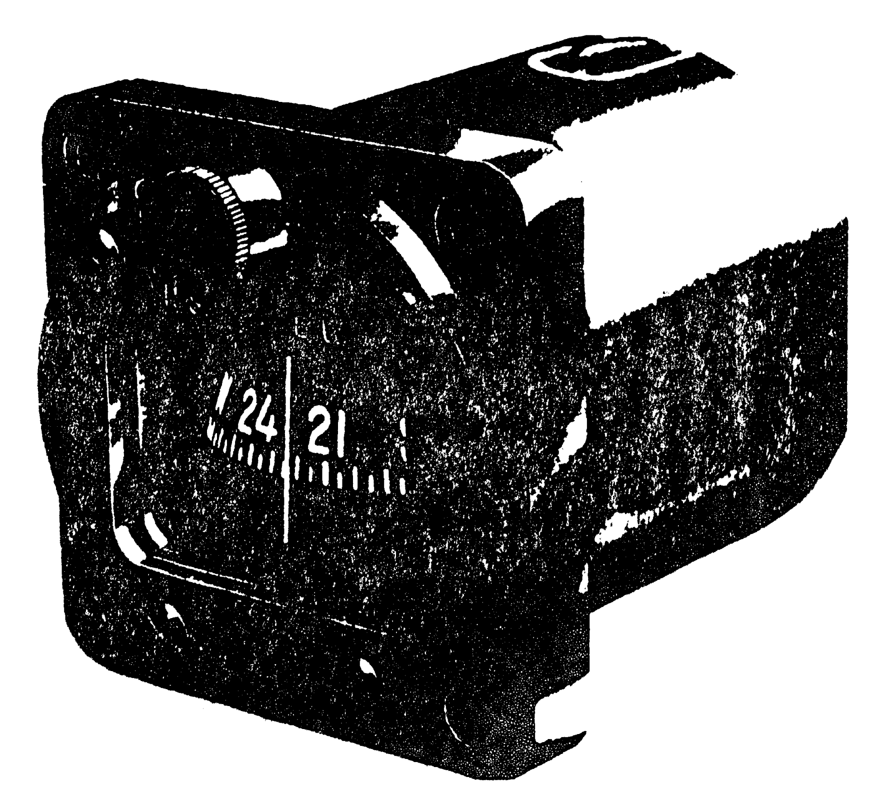


Figura 3-16. Compás magnético.

Desvío. Raramente un compás magnético es influenciado solamente por las líneas de fuerza magnética de la tierra. Perturbaciones producidas por campos magnéticos de piezas metálicas o equipos eléctricos en un avión desvían las agujas del compás y produce un error adicional. La diferencia entre la dirección indicada por un compás magnético no instalado en un avión , se conoce como desvío.

Si un avión cambia su rumbo, las agujas magnetizadas del compás, sensibles a la dirección, continuarán apuntando más o menos en la misma dirección, mientras el avión vira en relación a ellas. A medida que se vira, los equipos metálicos y eléctricos del avión cambian su posición en relación a

las agujas de acero; por lo tanto, cambia su influencia sobre la aguja del compás y cambia el desvío. Así, el desvío depende, en parte, del rumbo del avión. Aunque los imanes compensadores del compás son ajustados para reducir este desvío en la mayoría de los rumbos, es imposible eliminar del todo este error en todos los rumbos. Por lo tanto, una tarjeta de desvío del compás, instalada en la cabina a la vista del piloto,le permite mantener los rumbos magnéticos deseados. El desvío será tratado en más detalle en la Sección de Navegación de este manual.

Utilizando el Compás Magnético. Dado que el compás magnético es el único instrumento busca-orientación en la mayoría de los aviones, el piloto debe estar capacitado para dirigir el avión hacia un rumbo magnético dado y mantenerlo. Es importante y será de ayuda recordar las siguientes características del compás magnético, que son causadas por la componente vertical de las líneas de fuerza del campo magnético de la tierra:

1.- Si se está volando en rumbo hacia el Norte y se efectúa un viraje hacia el Este ó Weste, la indicación inicial del compás se retarda o indica un viraje en dirección opuesta. Este retardo disminuye a medida que progresa el viraje hacia el Este ó Weste, donde este error no existe.

2.- Si se está volando en rumbo hacia el Sur y se efectúa un viraje hacia el Este ó Weste, la indicación inicial de la aguja del compás indicará una cantidad mayor de viraje que aquel efectivamente efectuado. Este avance también disminuye a medida que progresa el viraje hacia el Este ó Weste, donde este error no existe.

3.- Si se efectúa un viraje hacia un rumbo Norte desde cualquier dirección, la indicación del compás al aproximarse a rumbos Norte, le gana o va adelantada al viraje. Por lo tanto, la salida del viraje debe efectuarse antes de que el compás indique el rumbo deseado. Si se efectúa un viraje hacia un rumbo Sur desde cualquier dirección, la indicación del compás, al aproximarse a rumbos Sur, queda atrazada con respecto al viraje. Por lo tanto,la salida debe efectuarse después de haber pasado el rumbo deseado. La cantidad de avance o retardo es máxima en los rumbos Norte-Sur y depende del ángulo de inclinación lateral utilizado y de la posición geográfica del avión con respecto a la latitud.

4.- Cuando se vuela en un rumbo Este ó Weste, no hay error aparente mientras se entra en un viraje hacia el Norte o el Sur; sin embargo, un aumento de la velocidad aérea o aceleración causará que el compás indique un viraje hacia el Norte; una disminución de la velocidad aérea o desaceleración causará que el compás indique un viraje hacia el Sur.

5.- Si se está en rumbo hacia el Norte ó Sur, no habrá error aparente, debido a la aceleración o desaceleración.

El compás magnético debe ser leído solamente cuando el avión vuela en línea recta, nivelado y a velocidad constante. Esto ayudará a reducir los errores al mínimo.

Si el piloto comprende rigurosamente los errores y características del compás magnético, este instrumento puede llegar a ser el medio más confiable para determinar el rumbo.

CAPITULO IV - PERFORMANCE DEL AVION

La performance puede ser definida como la habilidad para operar o funcionar, generalmente referida a la efectividad. La performance del avión es la capacidad del avión, si es operado dentro de sus limitaciones, de efectuar maniobras que sirvan un propósito específico. Por ejemplo, la mayoría de los aviones actuales son diseñados con formas limpias y lisas, lo que resulta en un mayor alcance, velocidad y carga útil, con menores costos de operación. Se utiliza este tipo de avión para vuelos de travesía. Los aviones utilizados para vuelos cortos y que transportan cargas pesadas, tales como aquellos utilizados en ciertas operaciones agrícolas, son diseñados en forma diferente, pero aún exhiben una buena performance para ese propósito. Algunos de los factores que representan una buena performance son carreras de despegue y aterrizaje cortas, mayor capacidad de ascenso, y mayores velocidades utilizando menos combustible.

Debido a su efecto sobre la performance, los cálculos de peso y balance del avión se incluyen en este capítulo. También se incluye una introducción para determinar la performance en el despegue, vuelo de crucero y aterrizaje. Para informaciones sobre peso y balance; performance de despegue, vuelo de crucero y aterrizaje para una marca y modelo específico de avión, se debe hacer referencia al Manual de Vuelo del Avión o al Manual de Operación del Piloto.

Control del Peso. Peso (dentro del contexto de esta discusión) es la fuerza mediante la cual la gravedad atrae a un cuerpo hacia el centro de la tierra. Es el producto de la masa de un cuerpo y de la aceleración que actúa sobre el cuerpo. El peso es un problema de gran envergadura en la construcción y operación de un avión, y demanda respeto de parte de todos los pilotos.

La fuerza de gravedad continuamente trata de atraer el avión hacia la tierra. La fuerza de sustentación es la única fuerza que contrarresta el peso y mantiene el avión en vuelo. Sin embargo, la cantidad de sustentación producida por un perfil aerodinámico está limitada por su diseño, ángulo de ataque, velocidad aérea y densidad del aire. Por lo tanto, para asegurarse que la sustentación generada sea suficiente para contrarrestar el peso, se debe evitar cargar el avión por sobre el límite de peso recomendado por el fabricante. Si el peso es mayor que la sustentación generada, no puede mantenerse una altitud.

Efectos del Peso. Cualquier ítem a bordo del avión que aumente en forma significativa el peso total es indeseable en lo que concierne al vuelo. Los fabricantes tratan de hacer lo más liviano posible el avión sin sacrificar su robustez o seguridad.

El piloto de un avión debe estar siempre consciente de las consecuencias de la sobrecarga. Un avión sobrecargado puede no ser capaz de despegar, o si logra elevarse, puede exhibir características de vuelo inesperadas e inusualmente malas. Cada avión tiene limitaciones, las cuales si son sobrepasadas resultan en una operación deficiente y posible desastre. Si un avión no ha sido cargado adecuadamente, la indicación inicial de mala performance ocurre durante el despegue, que es el lugar más desafortunado para que el avión y el piloto tengan problemas.

El sobrepeso reduce la performance de vuelo del avión en casi todos sus aspectos. Las deficiencias más importantes del avión sobrecargado son:

Mayor velocidad de despegue.
Mayor carrera de despegue.
Razón y ángulo de ascenso reducidos.
Menor altitud máxima. (Techo)
Menor alcance.
Velocidad de crucero reducida.
Maniobrabilidad reducida.
Mayor velocidad de stall.
Mayor velocidad de aterrizaje.
Mayor carrera de aterrizaje
Peso excesivo en la rueda de naríz.

El piloto debe tener un cabal conocimiento respecto al efecto del peso sobre la performance del avión en particular que vuela. La planificación de prevuelo debe incluir una verificación de las cartas y gráficos de performance para determinar si el peso del avión puede contribuir a operaciones de vuelo riesgosas. Los pilotos deben reconocer y evitar los factores causantes de una disminución de performance tales como: alta altitud de densidad, escarcha o hielo sobre las alas, baja potencia del motor, y maniobras bruscas sin coordinación. El peso excesivo en sí mismo reduce los márgenes de seguridad disponibles por el piloto; y se torna aún más riesgoso cuando los otros factores mencionados, reductores de la performance, se combinan con el exceso de peso. El piloto debe considerar también las consecuencias de un

avión con sobrepeso si surge una condición de emergencia. Si falla un motor durante el despegue, o se forma hielo a baja altitud, generalmente es demasiado tarde para reducir el peso del avión para mantenerlo en el aire.

Cambios en el Peso. Se puede cambiar el peso de un avión variando la carga de combustible. La gasolina tiene un peso considerable - 6 lbs por galón - 30 galones pueden pesar más que un pasajero. Pero se debe recordar que si se reduce el peso disminuyendo el combustible, se acorta el alcance del avión. Durante el vuelo, el combustible quemado es normalmente el único cambio de peso que se lleva a cabo. A medida que es usado el combustible, el avión se torna más liviano y mejora la performance; esta es una de las pocas ventajas respecto al consumo del combustible disponible.

Los cambios de equipos fijos tienen un gran efecto sobre el peso del avión. Un avión puede ser sobrecargado mediante la instalación de radios o instrumentos adicionales. Las reparaciones o modificaciones generalmente agregan peso al avión; es una rara excepción cuando un cambio estructural o de equipo resulte en una reducción de peso. Cuando un avión envejece, tiende a ponerse más pesado. El efecto total de este aumento es referido como "Acumulación de Peso de Servicio". La mayoría de la acumulación de peso de servicio es el peso conocido de las piezas nuevas instaladas en el avión durante reparaciones, "overhaul" y modificaciones. Adicionalmente, una acumulación de peso desconocida resulta de la acumulación de desechos, absorción de humedad por la aislación y la acumulación de suciedad y grasa. Este aumento de peso puede ser determinado solamente pesando el avión.

Balance, Estabilidad y Centro de Gravedad. El balance se refiere a la ubicación del centro de gravedad (c.g.) de un avión, y es importante para la estabilidad y seguridad del avión durante el vuelo. No se debe volar un avión si el piloto no está satisfecho con su carga y las condiciones resultantes de peso y balance. El c.g. es un punto en el cual el avión estará en equilibrio si se le suspendiera de dicho punto.

La preocupación primordial en el balance del avión es la ubicación del c.g. hacia adelante o hacia atrás a lo largo del eje longitudinal. También es importante la ubicación del c.g. con referencia al eje lateral. Para cada ítem de peso existente hacia la izquierda de la línea de centro del fuselaje, generalmente hay un peso equivalente existente en la ubicación correspondiente a la derecha. Sin embargo, este puede ser perturbado debido a una carga lateral desequilibrada. No se calcula la posición del c.g. lateral, pero el piloto debe estar consciente de que ciertamente surgirán efectos adversos como resultado de una condición de desequilibrio lateral. El desequilibrio lateral ocurrirá si se opera incorrectamente el suministro de combustible al motor o motores desde solamente el o los estanques de un solo costado del avión (Fig. 4-1). El piloto puede compensar la condición resultante de pesantez de un ala ajustando la aleta compensadora del alerón o manteniendo una presión constante en el control del alerón. Sin embargo, esto pone los controles del avión en una condición fuera de aerodinámica, aumenta la resistencia al avance y resulta en una disminución de la eficiencia de operación. Dado que el balance lateral es relativamente fácil de controlar y el balance longitudinal es más crítico, las referencias posteriores al balance en este manual sólo se referirán a la ubicación del centro de gravedad en el eje longitudinal.

El c.g. no es necesariamente un punto fijo; su ubicación depende de la distribución del peso en el avión. A medida que la carga variable es desplazada o consumida, ello resulta en un desplazamiento de la ubicación del c.g.. El piloto debe saber que si el c.g. de un avión es desplazado demasiado hacia adelante sobre el eje longitudinal, resultará una condición de naríz pesada. A la inversa, si se desplaza demasiado hacia atrás el c.g. sobre el eje longitudinal, resultará en una condición de cola pesada (Fig. 4-1). Es posible que una ubicación desfavorable del c.g. produzca una condición tan inestable que el piloto no pueda controlar el avión.

En cualquier caso, volar un avión que esté fuera de balance puede producir un aumento en la fatiga del piloto con efectos obvios sobre la seguridad y la eficiencia del vuelo. La acción natural por parte del piloto para un desbalance longitudinal es una corrección por medio de la aleta compensadora del estabilizador horizontal para eliminar la presión excesiva sobre los controles.. Mucha corrección, sin embargo, tiene el efecto no sólo de reducir la eficiencia aerodinámica, sino reducir también el recorrido o movimiento total de los controles primarios en la dirección en que se aplique la corrección al estabilizador.

Efectos del Balance Adverso. Las condiciones de balance adverso afectan las características de vuelo del avión de manera muy similar a aquellas mencionadas para una condición de sobrepeso. Adicionalmente, hay dos características esenciales del avión que pueden ser afectadas seriamente por el balance incorrecto; estas son estabilidad y control. La carga en una condición de naríz pesada causa problemas para controlar y levantar la naríz, especialmente durante el despegue y aterrizaje. La carga en una condición de cola pesada tiene un efecto más grave sobre la estabilidad longitudinal, y puede reducir la capacidad del avión para recuperarse de stalls y barrenas o spins. Otra característica indeseable producida por la carga en una condición de cola pesada es que produce fuerzas muy livianas en los controles. Esto hace que el piloto, con facilidad y sin advertirlo sobre esfuerce el avión.

Los límites para la ubicación del c.g. son establecidos por el fabricante

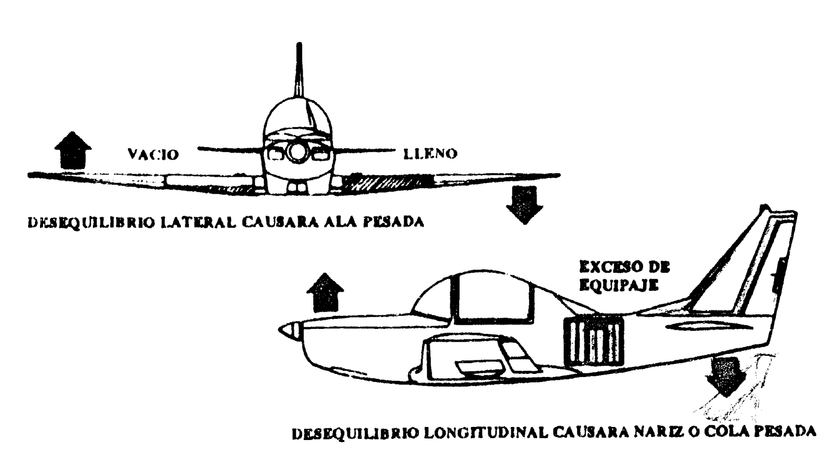


Figura 4-1. Desequilibrio longitudinal o lateral.

Hay un límite delantero y otro trasero más allá de los cuales no se debe ubicar el c.g. para volar. Estos límites son publicados para cada avión en las "Especificaciones del Avión ".

Si, después de cargado, el c.g. no está dentro de los límites permitidos, será necesario reubicar algunos ítemes dentro del avión antes de iniciar el vuelo.

El límite delantero del c.g. a menudo es establecido en una ubicación que es determinada por las características de aterrizaje del avión. Puede ser posible mantener un vuelo crucero estable y seguro si el c.g. es ubicado por delante del límite delantero prescrito, pero durante el aterrizaje, que es una de las fases más críticas de vuelo, exceder el límite delantero del c.g. puede causar problemas. Los fabricantes establecen a propósito el límite delantero del c.g. lo más atrás posible para ayudar a los pilotos a evitar daños al avión cuando aterricen.

También se especifica el límite delantero del c.g. restringido para asegurarse tener disponible suficiente deflexión de los elevadores a velocidad mínima. Cuando las limitaciones estructurales o las grandes fuerzas en los controles no restringen la posición del límite delantero del c.g. , éste se ubica en la posición en donde se requiera usar los controles con todo elevador-arriba para obtener un gran ángulo de ataque para aterrizar.

El límite trasero del c.g. es la posición más atrás posible en el avión en la cual el c.g. puede ser ubicado para la maniobra u operación más crítica del avión. A medida que el c.g. se desplaza hacia atrás, se produce una condición de menor estabilidad, la que disminuye la habilidad del avión para recuperarse después de una maniobra o después de perturbaciones por turbulencia arrachada.

Para algunos aviones, los límites de ubicación del c.g. tanto delantero como trasero, pueden ser especificados como variables a medida que cambia el peso bruto. También pueden ser modificados para ciertas operaciones tales como vuelos acrobáticos, retracción del tren de aterrizaje, o la instalación de cargas y dispositivos especiales que cambian las características de vuelo.

La ubicación real del c.g. puede ser alterada por muchos factores variables y que generalmente son controlados por el piloto. La ubicación del equipaje y de ítemes de carga determinan la ubicación del c.g.. La asignación de asientos a los pasajeros también puede ser empleada como un medio de obtener un balance favorable. Si el avión está pesado de cola, es lógico ubicar a los pasajeros de mayor peso en los asientos delanteros.

La carga y uso selectivo del combustible de las diversas ubicaciones de los estanques puede afectar el balance del avión. En los aviones grandes, el combustible debe ser cargado en una forma que queda determinada por la carga total, y durante el vuelo el combustible consumido debe ser manejado en una secuencia que mantenga la carga en equilibrio..

Manejo del Peso y Balance. El control del peso y balance debe ser un asunto de mucha preocupación para todos los pilotos. El piloto tiene que asumir una gran parte del trabajo de administrarlo con el control sobre la carga y el manejo del uso del combustible (los dos factores variables que pueden cambiar tanto el peso total como la ubicación del c.g.); y la información sobre peso y balance disponible que se puede obtener en los registros del avión o en los Manuales de Operación. La información sobre la estiba de la carga también se puede obtener de los rótulos o placas ubicados en los compartimientos de equipaje y sobre las tapas de los estanques.

El propietario u operador del avión debe asegurarse que esté disponible en el avión la información actualizada para el uso del piloto, y debe controlar que se efectúen las anotaciones correspondientes en los registros y bitácoras del avión cuando se efectúen reparaciones o modificaciones. Se debe dar cuenta de cualquier modificación de peso en el avión y se debe efectuar la anotación correcta en los registros de peso y balance. Sin tal información, el piloto no tiene bases sobre las cuales hacer sus cálculos y tomar las decisiones necesarias.

El fabricante del avión y la Administración Federal de Aviación tienen papeles fundamentales en el diseño y certificación de un avión para que cuente con medios seguros y sencillos de usar para el control del peso y balance.

Términos y Definiciones. El piloto necesita estar familiarizado con los términos utilizados en los cálculos de los problemas relacionados con el peso y balance. La siguiente lista de términos y definiciones está bastante bien estandarizada, y el conocimiento de ellos ayudará al piloto a comprender mejor los cálculos de peso y balance de cualquier avión.

1. **Brazo** (brazo de momento) - es la distancia horizontal en pulgadas desde la línea de referencia (datum) hasta el centro de gravedad de un ítem. El signo algebraico es más (+) si es medido hacia atrás de la línea de referencia, y menos (-) si es medido hacia adelante de la línea de referencia.

2. **Centro de Gravedad** (c.g.) - es el punto alrededor del cual un avión se equilibraría si fuera posible suspenderlo de ese punto. Es el centro de la masa del avión, o el punto teórico en el cual se presume está concentrado todo el peso del avión. Este puede ser expresado en porcentaje de CAD (cuerda aerodinámica media) o en pulgadas desde la línea de referencia.

3. **Límites del Centro de Gravedad** - son los puntos especificados, delantero y trasero, entre los cuales debe quedar ubicado el c.g. durante el vuelo. Estos límites están indicados en las especificaciones pertinentes del avión.

4. **Rango del Centro de Gravedad** - es la distancia entre los límites delantero y trasero del c.g. , indicados en las especificaciones pertinentes del avión.

5. **Línea de referencia (datum)** - es un plano vertical imaginario o línea desde la cual se toman todas las mediciones de brazo. Esta línea de referencia es establecida por el fabricante. Una vez seleccionada la línea de referencia, todos los brazos de momento y la ubicación del rango de desplazamiento del c.g. son medidos desde ella.

6. **Delta** - es una letra griega expresada por el símbolo Δ para indicar cambios de valores. Como ejemplo, Δ c.g. indica un cambio (o desplazamiento) del c.g..

7. **Carga de Combustible** - es la parte usable de la carga del avión. Incluye solamente el combustible utilizable, no el combustible necesario para llenar las líneas ni aquel que permanece atrapado en los sumideros de los estanques.

8. **Momento** - es el producto del peso de un ítem multiplicado por su brazo. Los momentos son expresados en libras-pulgadas (lb-in). El momento total es el peso del avión multiplicado por la distancia entre la línea de referencia (datum) y el c.g..

9. **Indice de Momento (o índice)** - es un momento dividido por una constante tal como 100, 1.000 ó 10.000. El propósito de utilizar un índice de momento es para simplificar los cómputos de peso y balance de los aviones donde ítemes pesados y brazos largos resultan en números grandes e inmanejables.

10. **Cuerda Aerodinámica Media (CAD)** - es la distancia promedio desde el borde de ataque hasta el borde de fuga del ala.

11. **Pesos Estándar** - han sido establecidos para numerosos ítemes involucrados en los cómputos de peso y balance. Estos pesos no deben ser utilizados si se dispone de los pesos reales. Algunos de los pesos estándar son:

Aviación general tripulación y pasajeros	170 lbs c/u
Gasolina	6 lbs/Gal U.S.
Aceite	7,5 lbs/Gal U.S.
Agua	8,35 lbs/Gal U.S.

12. **Estación** - es un punto o ubicación en el avión que se identifica por un número que corresponde a su distancia en pulgadas hasta la línea de referencia. La línea de referencia o datum es, por lo tanto, identificada como estación cero. Un ítem ubicado en la estación +50 tendría un brazo de 50 pulgadas.

13. **Carga Util** - es el peso del piloto, copiloto, pasajeros, equipaje, combustible utilizable y aceite drenable. Es el peso vacío restado del peso bruto máximo permitido. Este término se aplica solamente a aviones de aviación general.

14. **Peso, vacío** - consiste en la estructura, motores y todos los ítemes de equipo operacional que tengan ubicaciones fijas y que estén instalados permanentemente en el avión. Incluye equipo opcional y especial, lastre fijo, fluido hidráulico, combustible no utilizable (residuo) y aceite no drenable (residuo).

Control de la Carga - Aviones de Aviación General. Antes de cualquier vuelo, el piloto debe determinar las condiciones de peso y balance del avión. Muy a menudo los aviones son cargados por estimación e intuición, con ocasionales resultados desastrosos. No hay disculpa para seguir este método. Procedimientos sencillos y ordenados, basados en principios ciertos y seguros, han sido delineados por los fabricantes de aviones para la determinación de condiciones de carga. El piloto, sin embargo, debe utilizar estos procedimientos y ejercer un buen juicio. En muchos aviones modernos no es posible ocupar todos los asientos, y completar los compartimientos para el equipaje y depósitos de combustible, y aún permanecer dentro de los límites de peso y balance aprobados. Si se lleva la carga máxima de pasajeros, el piloto a menudo debe reducir la carga de combustible o reducir la cantidad de equipaje.

Nomenclatura del Peso del Avión

(Avión de Aviación General)

Término	*Ejemplo (libras)*	*Notas*
Peso vacío	2.095	Incluye: Estructura, motores, todo equipo operacional fijo y permanente y combustible y aceite no utilizables.*
+ Carga útil	1.695	Incluye: Piloto, copiloto, pasajeros, equipaje, combustible y aceite.
= Peso de despegue	4,600	
- Combustible usado	460	Incluye: Combustible quemado.
= Peso de aterrizaje	4,140	

NOTA: Los pesos de arriba son ilustrativos solamente. Los valores reales variarán para cada avión y cada vuelo. *Algunos aviones incluyen todo el aceite en el peso vacío.

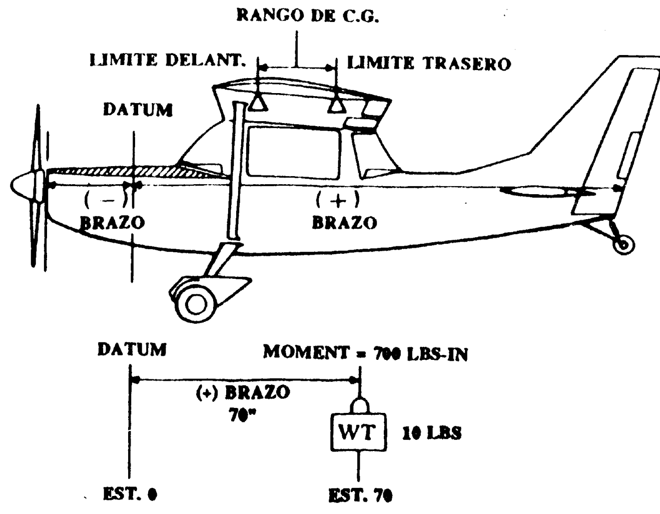


Figura 4-2. Peso y balance ilustrados.

Principios Básicos de los Cómputos de Peso y Balance. Puede ser ventajoso a estas alturas revisar y discutir algunos de los principios básicos de como se determina el peso y balance. El siguiente método de cálculo puede ser aplicado a cualquier objeto o vehículo donde sean esenciales la información de peso y balance, pero para lograr el propósito de este manual, está dirigido primordialmente hacia el avión.

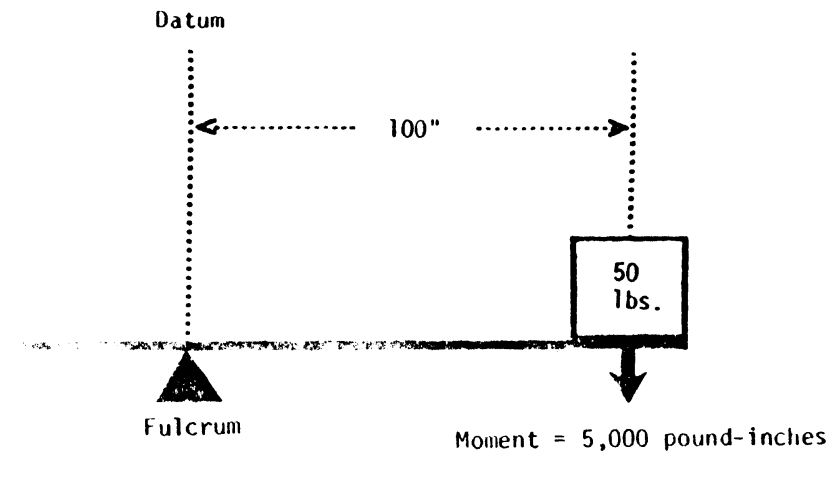
Determinado el peso del avión vacío y agregado el peso de todo lo que se carga en el avión, se llega al peso total del avión. Esto es bastante sencillo, pero distribuir este peso de manera tal que toda la masa del avión cargado quede equilibrada alrededor de un punto (c.g.), el cual debe estar ubicado dentro de límites especificados, presenta un problema mayor, particularmente si los principios básicos de peso y balance no son comprendidos.

El punto donde se equilibrará el avión puede ser determinado ubicando el centro de gravedad, el cual es, como se dijo en las definiciones de términos, el punto imaginario donde se concentra todo el peso. Para proporcionar el balance necesario entre la estabilidad longitudinal y el control de los elevadores, el centro de gravedad generalmente es ubicado ligeramente delante del centro de sustentación. Esta condición de carga causa una tendencia de naríz abajo en vuelo, lo que es deseable durante un vuelo con gran ángulo de ataque y velocidades reducidas.

Una zona segura dentro de la cual el punto de balance (c.g.) debe caer se llama rango del c.g.. Los extremos del rango se llaman límite delantero del c.g. y límite trasero del c.g.. Estos límites son generalmente especificados en pulgadas, a lo largo del eje longitudinal del avión, medido desde una línea de referencia. La línea de referencia o datum es una línea arbitraria, establecida por los diseñadores de aviones, la que puede variar de ubicación entre diferentes aviones (Fig. 4-2).

La distancia desde la línea de referencia (datum) a cualquier parte componente del avión, o a cualquier objeto cargado en el avión se llama brazo. Cuando el objeto o componente está ubicado detrás de la línea de referencia, se le mide en pulgadas positivas; si está ubicado delante de la línea de referencia, se le mide en pulgadas negativas, o pulgadas menos (Fig. 4-2). La ubicación del objeto o pieza a menudo es referida como la estación. Si el peso de cualquier objeto o componente es multiplicado por la distancia desde la línea de referencia (brazo), el producto es el momento. El momento es la medición de la fuerza gravitacional que causa una tendencia a que el peso gire alrededor de un punto o eje y es expresado en libras-pulgadas.

Para ilustrarlo, suponga que un peso de 50 lbs es colocado en la plataforma en una estación o punto 100 pulgadas distante del punto de referencia (datum) (Fig 4-3). La fuerza hacia abajo del peso puede ser determinada



Peso	x	Brazo	=	Momento
(lbs.)	x	(pulg.)	=	(lbs.-pulg.)
50	x	100	=	5.000

NOTA: Se supone que el punto de referencia (datum) está ubicado en el apoyo

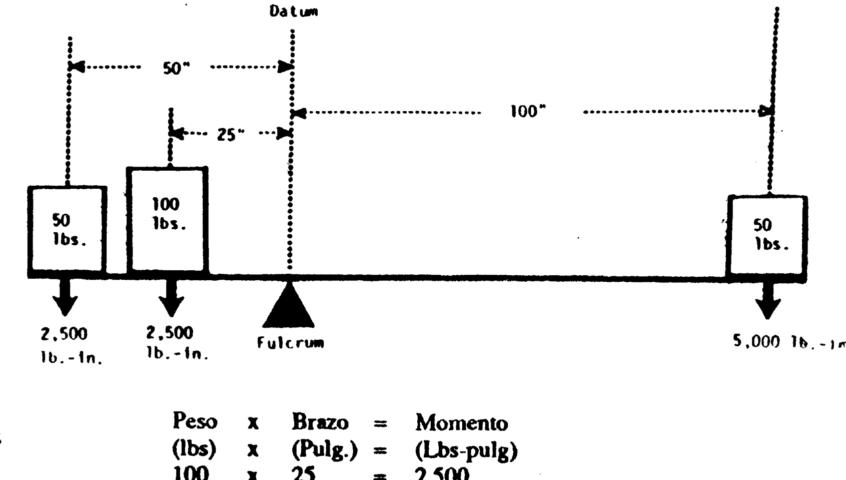
Figura 4-3. Determinación de momentos.

multiplicando 50 lbs por 100 pulgadas, lo que produce un momento de 5.000 libras-pulgadas.

Para establecer un balance, se debe aplicar un total de 5.000 lbs-pulgadas al otro extremo de la plataforma. Cualquier combinación de peso y de distancia que, al multipicarla produzca un momento de 5.000 lbs-pulgadas equlibrará la plataforma. Por ejemplo, según se ilustra en la Fig. 4-4, si se coloca un peso de 100 lbs en un punto (estación) a 25 pulgadas del datum, y otro peso de 50 lbs es colocado en un punto (estación) a 50 pulgadas del datum, la suma del producto de ambos pesos y sus distancias totalizarán un momento de 5.000 lbs-pulgadas, que equilibrarán la plataforma.

Lo siguiente tiene la intención de sencillamente ilustrar cómo se aplica al avión este método para determinar el balance. Sin embargo, tenga presente que la complejidad del problema aumenta hasta cierto punto en ciertos tipos de aviones, particularmente respecto al tamaño y al número de ítemes que el avión está diseñado para transportar.

En la Fig. 4-5, el apoyo está en la misma ubicación del c.g. de peso vacío, pero el datum ha sido desplazado a un lugar conveniente hacia la izquierda del apoyo. También en esta ilustración el peso vacío del avión y el



Peso	x	Brazo	=	Momento
(lbs)	x	(Pulg.)	=	(Lbs-pulg)
100	x	25	=	2.500
50	x	50	=	2.500
				5.000

Figura 4-4. Estableciendo un balance.

centro de gravedad vacío han sido incluídos en los cálculos. Esto es necesario en todos los cálculos de peso y balance, pero con el objeto de simplificar fué omitido intencionalmente al determinar el peso y balance en el ejemplo de la plataforma tratado anteriormente. Obsérvese que se construye una tabla siguiendo la ilustración, lo que ayuda a simplificar el problema.

Item	*Peso (lbs)*	*Brazo (pulg)*	*Momentos positivos*	*Momentos negativos*
Peso Vacío del Avión	1.000,0	6	6.000	
Piloto	150,0	11	1.650	
Equipaje	40,0	32	1.280	
Aceite-4 qts (7,5 lbs/gal)	7,5	–4		–30,0
Combust.-20 Galones(6 lb/gal)	120,0	16	1.920	
PESO TOTAL	1.317,5		10.850	
			30	
TOTAL MOMENTOS			10.820	

NOTA: Recuerde que se deben sumar los momentos positivos y el total de los momentos negativos debe restarse del total de los momentos positivos.

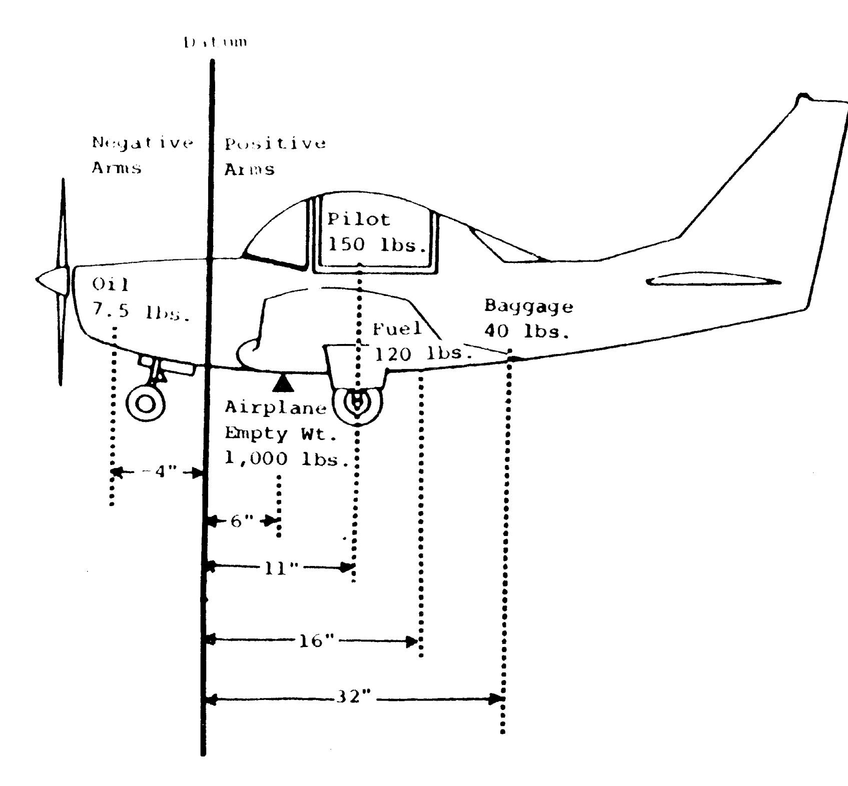


Figura 4-5. Peso y balance del avión.

En el ejemplo anterior, si el peso bruto máximo permitido es de 1.400 lbs, el peso cargado está 82,5 lbs por debajo del máximo. Se podría agregar otros 82,5 lbs sin exceder el peso bruto máximo permitido. También, con esta información, se puede determinar la ubicación del centro de gravedad o el punto de balance del avión cargado. Esto puede lograrse dividiendo los momentos totales por el peso total como sigue:

$$c.g. = \frac{\text{Momentos totales}}{\text{Peso total}} \quad \text{o bien}$$

$$c.g. = \frac{10.820}{1317,5}$$

$$c.g. = 8,21$$

Si el rango del límite del centro de gravedad va desde 7,50" adelante a 8,50" atrás, se puede ver que el centro de gravedad del avión cargado cae entre estos dos límites. Por lo tanto, la carga de este avión está tanto dentro de los límites de peso como de los límites de balance. Ahora se discutirán varios otros métodos para calcular el peso y balance.

Verificación de la Carga Util. Los pilotos siempre deben efectuar una verificación de peso simple antes del vuelo para determinar si acaso se ha excedido la carga útil. La verificación puede ser un cálculo mental si el piloto está familiarizado con los límites del avión y sabe que abordo no hay cargas excesivamente pesadas. Pero cuando se ocupan todos los asientos, los estanques de combustible están llenos, y hay algo de equipaje abordo, el piloto debe calcular cuidadosamente el peso y balance.

El piloto debe conocer los límites de carga útil del avión. Esta información puede encontrarse en el último informe de peso y balance, en una bitacora o en el formulario de reparaciones o alteraciones mayores. Si no se especifica directamente la carga útil, sencillamente reste el peso vacío del peso máximo de despegue.

La verificación es simple. Sencillamente agregue el peso de los ítemes incluídos en la carga útil - luego, verifique este total contra el límite. Los cálculos podrían ser así:

	Libras
G. Pérez (instructor)	175
Piloto	180
Combustible - 30 Gal. (6 lbs/gal)	180
Aceite - 8 qts (7,5 lbs/gal)	15
Equipaje	5
Total	555

Límite de carga útil 575 lbs. Los cálculos indican que no se ha excedido la carga útil.

Suponga ahora que el Sr. Pérez es reemplazado por un instructor que pesa 210 lbs. Una verificación de carga útil indicará que se ha excedido el límite de carga útil y la carga debe ser reducida a o por debajo del límite de carga útil especificado. En algunos aviones no hay alternativa sino que reducir la carga de combustible, aún si se descarga todo el equipaje.

Los primeros cálculos de peso y balance para aviones y algunos ejemplos en manuales asumen que el piloto y los pasajeros pesan una cifra es-

tándar de 170 lbs. Los pilotos o pasajeros de mayor peso pueden sobrecargar seriamente un avión pequeño. Un estudiante y un instructor con facilidad pueden pesar 220 lbs cada uno, especialmente si están vestidos con ropa de invierno; esto representa una sobrecarga potencial de 100 lbs.

No se debe sobrecargar el compartimiento del equipaje y se debe observar y respetar sus límites de carga. Con frecuencia existe también una restricción sobre el uso del asiento trasero con el máximo de equipaje abordo.

Restricciones de Peso y de Balance. Las restricciones de peso y balance del avión deben ser observadas cuidadosamente. Las condiciones de carga y el peso vacío de un avión en particular (Fig. 4-6) pueden diferir de aquellas encontradas en el Manual de Vuelo del Avión o en el Manual de Operación del Piloto, debido a modificaciones o cambios en los equipos que puedan haberse efectuado. Los ejemplos de estiba del Manual de Vuelo del Avión y del Manual de Operación del Piloto son solamente una pauta; por lo tanto, cada avión debe ser considerado por separado. Aunque un avión es certificado para un peso bruto máximo de despegue, no despegará en forma segura con esta carga bajo todas las condiciones. Las condiciones que afectan la performance de despegue y ascenso, tales como grandes elevaciones, altas temperaturas y alta humedad (alta altitud de densidad), pueden requerir de una reducción en el peso antes de tratar de volar. Otros factores a considerar antes del despegue son la longitud de la pista, tipo de superficie de la pista, inclinación de la pista, viento de superficie, y la presencia de obstáculos. Estos factores pueden requerir una reducción del peso antes del vuelo.

Algunos aviones son diseñados de tal forma que es imposible cargarlos de manera que el c.g. quede fuera de los límites delantero o trasero. Generalmente estos son aviones pequeños que tienen los asientos, estanques de combustible y compartimientos de equipaje ubicados muy cerca de los límites del c.g.. A pesar de ello, estos aviones se pueden sobrecargar.

Algunos aviones sin embargo, pueden ser cargados de manera tal que el c.g. quedará más allá de los límites, aunque no se exceda la carga útil. Una condición de desequilibrio es seria desde el punto de vista de estabilidad y de control. El piloto puede determinar si la carga está dentro de los límites utilizando un diagrama de carga. Si está disponible, este diagrama puede encontrarse en el registro de peso y balance, en la bitácora del avión, en el Manual de Vuelo del Avión o en el Manual de Operación del Piloto, o puede estar colocado en el avión en forma de placa. En la Fig. 4-7 se muestra una placa típica.

El diagrama de carga debe ser utilizado solamente como pauta sugerida de carga. Se debe efectuar una verificación por medio de cálculos de peso y balance para determinar si se está excediendo las limitaciones, en caso de

INFORMACION DE PESO Y DE BALANCE

ITEM	PESO x	BRAZO =	MOMENTO
AVION ESTANDAR	975,0	32,0	31.200,0
EQUIPO OPCIONAL	89,0	26,1	2.322,9
PINTURA	15	85,3	1.322,2
COMB. NO UTILIZABLE	20	43,0	860,0
PESO VACIO AUTORIZADO	1.099,5	32,5	35.705,1

(PESO BRUTO) - (PESO VACIO AUTORIZADO) = CARGA UTIL
(1.800 LBS) - (1.099,5 LBS) = 700,5 LBS

ES DE RESPONSABILIDAD DEL PROPIETARIO Y DEL PILOTO ASEGURARSE QUE EL AVION SEA CARGADO ADECUADAMENTE. LA INFORMACION ANTERIOR INDICA EL PESO VACIO, C.G. Y LA CARGA UTIL CUANDO EL AVION FUE DESPACHADO DE LA FABRICA. REFERIRSE AL ULTIMO REGISTRO DE PESO Y BALANCE CUANDO SE HAYAN EFECTUADO ALTERACIONES.

EJEMPLO DE PROBLEMA DE CARGA

ITEM	PESO (lbs)	BRAZO (pulg)	MOMENTO (lbs-pulg/1000)
PESO VACIO AUTORIZADO	1.099,5		35,7
ACEITE	12	-15,0	-0,2
PILOTO Y PASAJERO	340	40,0	13,6
COMBUSTIBLE	188,5	43,0	8,1
EQUIPAJE	160	65,0	10,4
TOTAL AVION CARGADO	1,800		67,6

Figura 4-6. Información de peso y de balance

surgir alguna duda. El diagrama asume que cada pasajero pesa aproximadamente 170 libras (77,5 kg.). Es obvio que el peso de los pasajeros puede variar considerablemente del estándar asumido.

Manual de Vuelo del Avión o Manual de Operación del Piloto. Cada avión con un peso máximo de 6.000 lbs viene premunido con un Manual de Vuelo del Avión o con un Manual de Operación del Piloto. Aquellos aviones que pesan menos de 6.000 lbs. pueden tener la información en forma de placa, marcas o en manuales. Cuando se suministra un Manual de Vuelo del Avión

DIAGRAMA DE CARGA

COMBUSTIBLE	PASAJEROS	EQUIPAJE
LLENO	2 ATRAS	100 LBS.
39 GALONES	1 ADELANTE 2 ATRAS	NINGUNO
LLENO	1 ADELANTE 1 ATRAS	LLENO

INCLUYE EL PILOTO Y ACEITE LLENO

Figura 4-7. Placa con diagrama de carga.

o un Manual de Operación del Piloto, se incluye lo siguiente:

a. Limitaciones e información:
   1. El peso máximo.
   2. El peso vacío y ubicación del c.g..
   3. La carga útil.
   4. La composición de la carga útil, incluyendo el peso total de combustible y aceite con estanques llenos.

b. Distribución de la carga:
   Los límites establecidos del c.g. aparecen en el Manual de Vuelo del Avión o en el Manual de Operación del Piloto. Si el compartimiento de equipaje tiene una placa con instrucciones, o si éste está dispuesto de manera tal que una distribución razonable de la carga útil no resulte en la ubicación del c.g. fuera de los límites establecidos, el Manual de Vuelo del Avión o el Manual de Operación del Piloto puede solamente incluir unicamente información sobre los límtes del c.g.. En otros casos,el manual contiene suficiente información como para asegurar que cualquier combinación de carga resulte en mantener el c.g. dentro de los límites establecidos.

Problemas de Carga en Aviones Monomotores Livianos. Los fabricantes de aviones utilizan uno de varios sistemas disponibles para proporcionar información de carga. Los siguientes problemas de peso y balance ilustrarán cómo determinar si se ha excedido el límite de peso máximo o si el c.g. quedó ubicado fuera de los límites.

Suponga que se planifica un vuelo en un avión monomotor de cuatro plazas. La carga consiste en el piloto, un pasajero en el asiento delantero y dos pasajeros en asientos traseros, estanques de combustible y aceite llenos y 60 lbs. de equipaje (Fig. 4-8).

He aquí como se resuelve este problema de peso y balance utilizando primero uno de los dos métodos:

Ejemplo:

Solución por tabla de índices:

1. Del manual o informe de peso y balance, determine el peso vacío del avión y su brazo (ubicación del c.g.).
2. Determine los brazos para todos los ítemes de carga útil.
3. Determine el peso máximo y rango del c.g. (Para este problema, el peso bruto máximo de despegue = 2.400 lbs. y el rango del c.g. está entre la estación 35,6 y la 45,8).
4. Calcule los pesos reales para los ítemes de carga útil.
5. Construya una tabla como sigue, y escriba los valores apropiados. Multiplique cada peso y brazo individual para obtener los momentos.

	Peso	*x*	*Brazo*	*=*	*Momento (lbs-pulg)*
Avión - vacío	1.340		38,5		51.590
Aceite - 8 qts	15		-20,0		- 300
Piloto y pasajero delantero	320		35,0		11.200
Combustible (40 galones)	240		48,0		11.520
Pasajeros traseros	300		72,0		21.600
Equipaje	60		92,0		5.520
Total	2.275				101.130

NOTA: El depósito de aceite de este avión está ubicado delante del punto de referencia, y tiene un valor negativo; por lo tanto, reste el momento del aceite al totalizar la columna de momentos.

6. La suma de los pesos da un total de 2.275 lbs. y la suma de los momentos da un total de 101.130 lbs.-pulg. El c.g. es calculado dividiendo el momento total por el peso total:

$$\frac{101,130}{2,275} = 44,4 \text{ pulgada detrás del punto de referencia.}$$

7. El peso total de 2.275 lbs. no excede el peso máximo de 2.400 lbs. y el c.g. calculado de 44,4 queda dentro del rango permitido para el c.g. de 35,6 a 45,8 pulgadas detrás del punto de referencia.

El otro método hace uso de gráficos. Los cómputos de peso y balance son simplificados enormemente mediante dos ayudas gráficas - el gráfico de

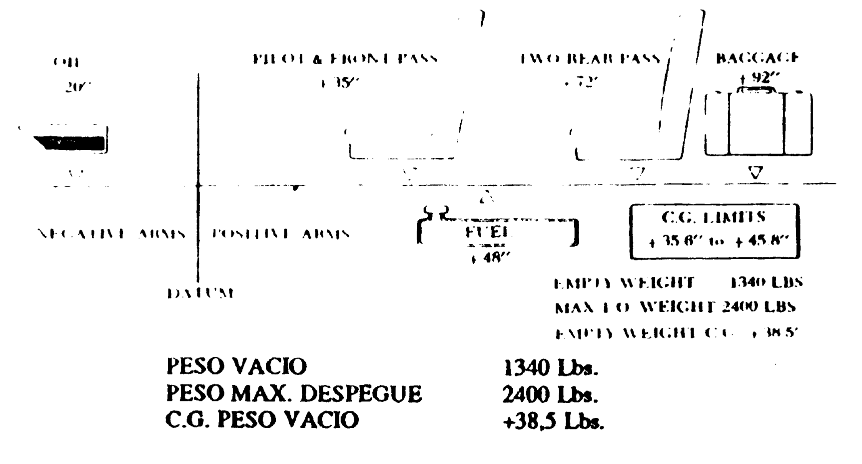


Figura 4-8. Peso del avión y diagrama de balance.

carga y el gráfico de momento de centro de gravedad. El gráfico de carga (Fig. 4-9) es típico a todos aquellos encontrados en Manuales de Operación del Piloto.

Este gráfico, en efecto multiplica el peso por el brazo, resultando en el momento. Observe que el momento ha sido dividido por un factor de reducción (1000) resultando en un número índice. Los valores de peso aparecen a lo largo del costado vertical izquierdo del gráfico. El momento/1000 ó número índice van a lo largo de la parte inferior. En este ejemplo, cada línea representa un ítem de carga y se encuentra debidamente rotulado. Para determinar el momento de cualquier ítem cargado, ubique el peso del ítem a lo largo del margen vertical izquierdo, luego proyecte una línea hacia la derecha hasta intersectar con la línea correspondiente al ítem de carga.

Ahora proyecte una línea verticalmente hacia abajo hasta el número índice. Por ejemplo, el número índice de un piloto que pesa 170 lbs. es 6,1. El gráfico de momento del c.g. (Fig. 4-10) elimina la división para computar el c.g.. Cubre un rango aceptable de números índice para cualquier peso del avión desde mínimo a máximo.

Si las líneas de peso total y momento total se intersectan dentro del sector delimitado del gráfico de momento del c.g., el avión está dentro de los límites de peso y balance. Para resolver el problema ejemplo empleando los gráficos, siga este procedimiento:

Ejemplo:

1. Determine del informe de peso y balance el peso vacío del avión y el índice de peso vacío.
2. Construya una tabla como la que se muestra más adelante. En la columna izquierda, ponga los pesos reales del avión vacío, el aceite, piloto y pasajeros del asiento delantero, combustible, pasajero del asiento trasero y equipaje. En la columna derecha, ponga el índice del avión vacío (momento/1000).
3. Del gráfico de carga (Fig. 4-9) determine el número índice (momento/1000) de cada ítem y póngalo en la tabla.
4. Sume cada columna para determinar el peso total y momento total.
5. Refiérase al gráfico de momento del c.g. (Fig. 4-10) y encuentre el punto de intersección de una línea proyectada hacia la derecha desde el peso total (2.275 lbs) y una línea proyectada hacia arriba desde el momentototal/1000 (101,2).
6. Si el punto de intersección queda dentro del sector delimitado, como ocurre en este problema, el peso y el c.g. están dentro de los límites.

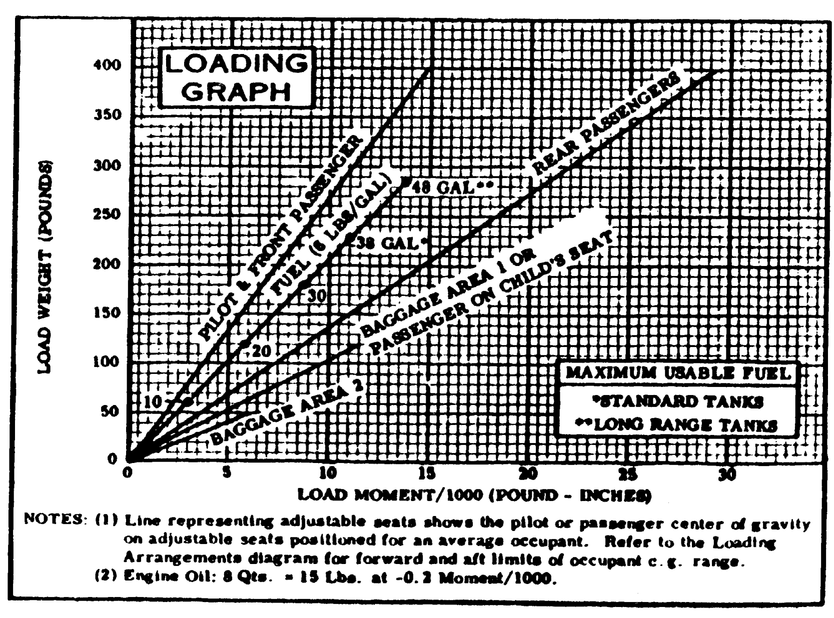


Figura 4-9. Gráfico de carga.

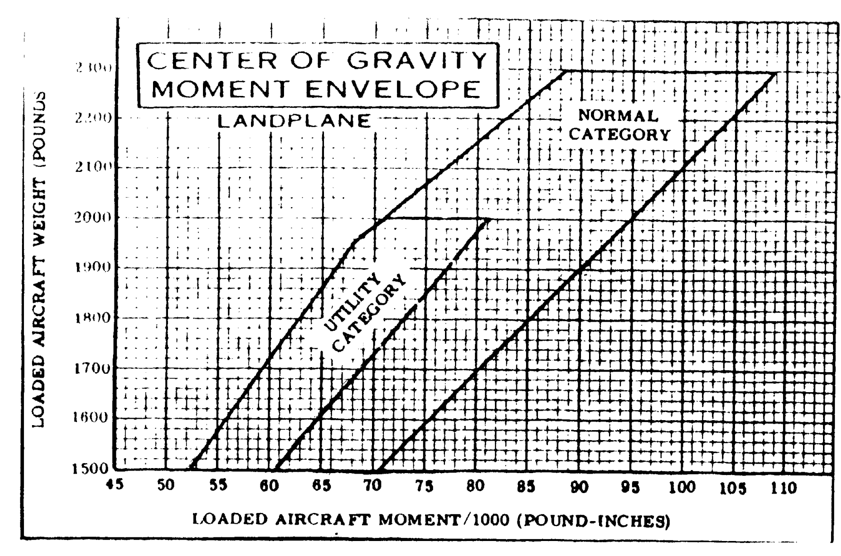


Figura 4-10. Gráfico de momento del C.G.

Ejemplo de Problema de Carga

Item	*Peso*	*Momento/1000*
1. Peso del avión vacío	1.340	51,6
2. Aceite	15	-0,3
3. Piloto y pasajero delantero	320	11,2
4. Combustible	240	11,6
5. Pasajeros de asiento trasero.	300	21,6
6. Equipaje	60	5,5
7. Peso total del avión	2.275	101,2

Cambio de Peso. En muchas instancias, el piloto debe poder resolver problemas que involucren cambiar de ubicación, agregar o remover peso. Por ejemplo, el avión puede ser cargado dentro del peso límite de despegue permitido, pero el c.g. puede haber quedado ubicado fuera de los límites permitidos. La solución más satisfactoria para este problema es reubicar el equipaje, los pasajeros o ambos. El piloto debe ser capaz de calcular la cantidad mínima de carga que debe ser desplazada y reubicada para dejar el avión en condiciones seguras para volar. El piloto también debe ser capaz de determinar si el desplazamiento de la carga a una nueva ubicación corregirá la condición de fuera de límites. Hay algunos cálculos estandarizados y sencillos que pueden ayudar a tomar estas determinaciones.

Desplazamiento de Peso. Cuando el peso es desplazado desde una ubicación a otra, no cambia el peso total del avión. Los momentos totales, sin embargo, si cambian en relación y proporcionales a la dirección y distancia en que se mueve el peso. Cuando el peso se mueve hacia adelante, disminuyen los momentos totales; cuando el peso se mueve hacia atrás, aumentan los momentos totales. La cantidad de cambio de los momentos es proporcional a la cantidad de peso movido. Dado que muchos aviones tienen compartimientos de equipaje delanteros y traseros, el peso puede ser desplazado de uno a otro para cambiar el c.g. Si el peso del avión, el c.g. y los momentos totales son conocidos, el nuevo c.g. (después del desplazamiento de peso) puede ser determinado dividiendo los nuevos momentos totales por el peso del avión.

Ejemplo:

Para determinar los nuevos momentos totales, averigüe cuantos momentos son disminuídos o aumentados cuando se desplaza el peso.

Para el avión ilustrado en la Figura 4-11 las condiciones de desplazamiento indican que se han movido 100 lbs. desde la Estación 30 hasta la Estación 150. Este movimiento aumenta en 12.000 lbs-pulg. los momentos totales del avión.

Momento del equipaje en Est.150 = 100 lbs x 150" = 15.000 lb-pulg.
Momento del equipaje en Est. 30 = 100 lbs x 30" = 3.000 lb-pulg.
Cambio de momento = 12.000 lb-pulg.

Sumando el cambio de momento al momento original (o restando si el peso ha sido desplazado hacia adelante en lugar de hacia atrás), pueden ser determinados los nuevos momentos totales. El nuevo c.g. puede ser determinado entonces al dividir los nuevos momentos por el peso total.

$$\text{Momentos totales} = 616.000 + 12.000 = 628.000$$
$$\text{c.g.} = \frac{628.000}{8.000} = 78{,}5 \text{ pulgadas.}$$

El desplazamiento del equipaje ha causado que el c.g. se desplace a la Estación 78,5.

Se puede obtener una solución simple utilizando el computador o la calculadora electrónica. Se puede hacer esto porque el c.g. se deplazará una dis-

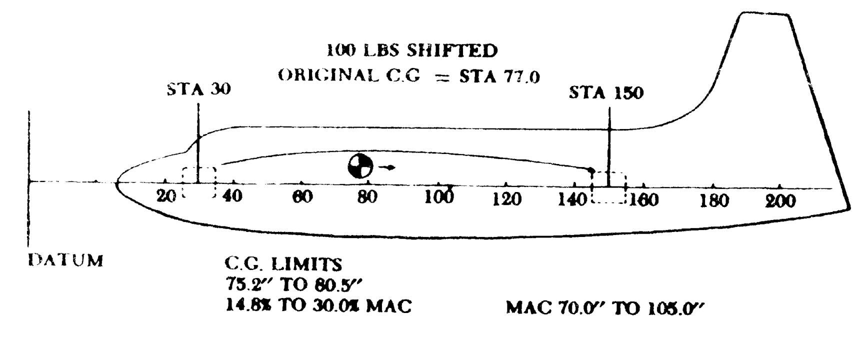


Figura 4-11. Diagrama de desplazamiento de peso.

tancia que es proporcional a la distancia en que se ha desplazado el peso. La solución al problema de proporción se muestra en la Fig. 4-12.

Ejemplo:

1. $\frac{\text{Peso desplazado}}{\text{Peso total}} = \frac{\Delta \text{ c.g. (cambio del c.g.)}}{\text{Distancia en que peso es desplazado}}$

$$\frac{100}{8.000} = \frac{\Delta \text{ c.g.}}{120}$$

Δ c.g. = 1,5 pulg.

2. El desplazamiento del c.g. es sumado a (o restado) del c.g original para determinar la ubicación del nuevo c.g.:

   77 + 1,5 = 78,5 detrás de la línea de referencia.

En la solución usando el computador puede haber dificultad en ubicar el punto decimal en la respuesta. Para asegurarse que el Δ c.g. en el problema anterior no sea 0,15 pulg. ni 15,0 pulg. inserte en la fórmula el resultado obtenido, o en otras palabras, sustituya la respuesta 1.5 por el Δ c.g. desconocido y multiplique atravesado como sigue:

1,5 x 8.000 = 12.000
100 x 120 = 12.000

Si los productos son iguales, el punto decimal ha sido colocado correctamente. Si no son iguales, se ha seleccionado mal su ubicación y debe ser reubicado adecuadamente

Valores necesarios:

Peso a Desplazar	=	100 lbs.
Peso Total	=	8.000 lbs.
Cambio en CG (desconocido)	=	Δ CG
Distancia desplazada del peso	=	120 pulg.
Ubicación del antiguo CG	=	77 pulg.

Establezca la proporción:

$$\frac{\text{Peso a Desplazar}}{\text{Peso Total}} : \frac{\text{Cambio en CG}}{\text{Dist. desplazamiento peso}}$$

$$\frac{100}{8.000} : \frac{\text{CG}}{120}$$

Múltiplicar cruzado:

100 x 120 = 12.000
8.000 x CG = 8.000 CG
8.000 CG = 12.000

Dividir:

12.000 : 8.000 = 1,5 pulg.
Δ CG = 1,5 pulg.

(Sumar si el peso es desplazado hacia atrás. Restar si el peso es desplazado hacia adelante).

En este problema, sumar:

CG Antiguo	=	77,0 pulg.
Δ CG	=	1,5 pulg.
Nuevo CG	=	78,5 pulg.

Figura 4-12. Solución a un problema de proporción.

La fórmula de proporcionalidad de desplazamiento del peso también puede ser utilizada para determinar cuánto peso debe ser desplazado para lograr un desplazamiento deseado del c.g. El siguiente ejemplo ilustra una solución para este tipo de problema:

Ejemplo:

Dados:

Peso total del avión	7.800 lbs.
c.g	Estación 81,5 pulg.
Límite trasero del c.g.	80,5 pulg.

Encontrar:

¿Cuánto peso debe ser desplazado del compartimiento trasero de carga en la Estación 150 hacia el compartimiento de carga delantero en la Estación 30 para desplazar el c.g. exactamente hasta el límite trasero?
Solución:

1. Utilizar la proporción de desplazamiento de peso:

$$\frac{\text{Peso a ser desplazadado}}{\text{Peso total}} = \frac{\Delta \text{ c.g.}}{\text{Dist. de peso despl.}}$$

$$\frac{\text{Peso a ser desplazado}}{7.800} = \frac{1,0 \text{ pulg.}}{120 \text{ pulg.}}$$

Peso a ser desplazado = 65

2. Multiplique cruzado para verificar la ubicación correcta del punto decimal.

$$7.800 \times 1,0 = 7.800$$
$$65 \times 120 = 7.800$$

Se puede utilizar un computador o una calculadora electrónica para calcular la solución, en forma similar al problema anterior.

Agregar o Remover Peso. En muchas instancias el peso y balance del avión cambiarán al agregar o quitar peso. Cuando se hace esto, se debe calcular el nuevo c.g. y debe verificarse si el nuevo c.g. queda dentro de los límites permitidos. Este tipo de problema de peso y balance ocurre comunmente cuando el avión consume combustible en vuelo, reduciendo así el peso del combustible. Muchos aviones son diseñados con los estanques de combustible ubicados cerca del c.g., por lo tanto, el consumo de combustible no afecta en gran medida al c.g.. Los depósitos de combustible de algunos aviones, sin embargo, están ubicados de manera tal que se necesita una planificación cuidadosa para evitar que el c.g. se desplace fuera de los límites durante el vuelo. De ser posible esta condición, se aconseja calcular dos veces el peso y balance antes del vuelo. Primero, determine el peso y balance con todos los ítemes cargados excepto el combustible; y segundo, determine el peso y el balance incluyendo el combustible. Esto dará una indicación de cómo afecta al balance el consumo de combustible.

Agregar o retirar carga causa que cambie el c.g., lo que debe ser calculado antes del vuelo. Estos problemas pueden resolverse mediante cálculos que involucran los momentos totales. Sin embargo, para simplificar los cálculos se puede utilizar la siguiente fórmula, la cual se adapta al computador aeronáutico:

$$\frac{\text{Peso agregado (o retirado)}}{\text{Nuevo peso total}} = \frac{\Delta \text{ c.g.}}{\text{Distancia entre peso y antiguo c.g.}}$$

En esta fórmula, los términos "nuevo" y "antiguo" se refieren a las condiciones antes y después del cambio de peso.

Puede ser más conveniente utilizar otra forma de esta fórmula para encontrar el cambio de peso necesario para lograr un cambio específico de c.g. (Δ c.g.). En este caso utilice:

$$\frac{\text{Peso agregado o retirado}}{\text{Peso total antiguo}} = \frac{\Delta \text{ c.g.}}{\text{Distancia entre peso y nuevo c.g.}}$$

Observe que los términos "nuevo" y "antiguo" se encuentran en ambos lados de la ecuación en cualquiera de las dos proporciones anteriores. Si se utiliza el peso total "nuevo", la distancia debe calcularse desde el "antiguo" c.g. Lo opuesto es cierto si se utiliza el peso total "antiguo".

Un problema típico involucra el cálculo de un nuevo c.g. para un avión que acaba de ser cargado y que está listo para volar, y recibe una carga o pasajeros adicionales justo antes de la hora de partida.

Ejemplo:
Dados:

Peso total del avión	6.860 lbs.
c.g.	Estación 80,0

Encontrar: ¿Cuál es la ubicación del c.g. si se agrega 140 lbs. de equipaje a la Estación 150?
Solución:
1. Utilizar la fórmula de peso agregado:

$$\frac{\text{Peso agregado}}{\text{Nuevo peso total}} = \frac{\Delta \text{ c.g.}}{\text{Dist. entre peso y c.g. antiguo}}$$

$$\frac{140}{6.860 + 140} = \frac{\Delta \text{ c.g.}}{150 - 80}$$

$$\frac{140}{7.000} = \frac{\Delta \text{ c.g.}}{70}$$

Δ c.g. = 1,4 pulg hacia atrás

2. Sumar el Δ c.g. al antiguo c.g.:
Nuevo Δ c.g. = 80,0 pulg + 1,4 pulg = 81,4 pulg.

Ejemplo:
Dados:

Peso total del avión	6.100 lbs
c.g.	Estación 78

Encontrar - ¿Cuál es la ubicación del c.g. si se retira 100 lbs de la estación 150?

Solución:
1. Utilice la fórmula de peso retirado:

$$\frac{\text{Peso retirado}}{\text{Nuevo peso total}} = \frac{\Delta \text{ c.g}}{\text{Dist. entre peso y antiguo c.g.}}$$

$$\frac{100}{6.100 - 100} = \frac{\Delta \text{ c.g.}}{150 - 78}$$

$$\frac{100}{6.000} = \frac{\Delta \text{ c.g.}}{72}$$

Δ c.g. = 1,2 pulg hacia adelante.

2. Restar Δ c.g. del antiguo c.g.:
Nuevo c.g. = 78 pulg - 1,2 pulg = 76,8 pulg.

NOTA: En los dos ejemplos de arriba, el Δ c.g. es sumado o restado del antiguo c.g.. La decisión de cuál corresponde se determina mejor calculando mentalmente hacia dónde se desplazará el c.g. para el cambio de peso en particular. Si el c.g. se está desplazando hacia atrás, el Δ c.g. debe sumarse al antiguo c.g.; si se está desplazando hacia adelante, el Δ c.g. debe restarse del antiguo c.g..

Resumiendo el desplazamiento del c.g.:

Si se agrega peso hacia adelante del antiguo c.g.
Si se retira peso detrás del antiguo c.g.
} c.g. se desplaza hacia adelante

Si se agrega peso detrás del antiguo c.g.
Se retira peso delante del antiguo c.g.
} c.g. se desplaza hacia atrás

Ejemplo:
Dados:

Peso total del avión	7.000 lbs.
c.g.	Estación 79,0
Límite trasero del c.g.	Estación 80,5

Encontrar: ¿Qué distancia hacia atrás se puede colocar el equipaje adicional que pesa 200 lbs. sin exceder el límite de c.g. trasero?

Solución:
1. Utilizar la fórmula de peso agregado:

$$\frac{\text{Peso agregado}}{\text{Nuevo peso total}} = \frac{\Delta \text{ c.g}}{\text{Dist. entre peso y c.g. antiguo}}$$

$$\frac{200}{7.200} = \frac{1{,}5}{\text{Dist. entre peso y c.g. antiguo}}$$

Distancia entre peso y antiguo c.g. = 54 pulg.
2. Sumar al antiguo c.g.:
79 pulg + 54 pulg = 133 pulg detrás del datum (línea de referencia).

Cuando las 200 lbs. son ubicadas en la Estación 133, el nuevo c.g. quedará exactamente en el límite trasero; si el peso es ubicado más atrás, el límite trasero del c.g. será excedido.

Ejemplo:
Dados :

Peso total del avión	6.400 lbs.
c.g.	Estación 80,0
Límite trasero del c.g.	Estación 80,5

Encontrar- ¿Cuánto equipaje puede ser ubicado en el compartimiento de equipaje trasero en la Estación 150 sin exceder el límite trasero del c.g.?
Solución :
Utilizar la fórmula de peso agregado.

NOTA: En este problema, no se da el nuevo peso total; por lo tanto, es más conveniente utilizar la versión de la fórmula que hace uso del peso total antiguo.

$$\frac{\text{Peso agregado}}{\text{Peso total antiguo}} = \frac{\Delta \text{ c.g}}{\text{Dist. entre peso y nuevo c.g.}}$$

$$\frac{\text{Peso agregado}}{6.400} = \frac{0,5}{150 - 80,5}$$

Peso agregado = 46 lbs.

Performance del Avión. Ocurren muchos accidentes porque los pilotos no han querido comprender el efecto de las condiciones variables en la performance del avión. Además de los efectos de peso y balance discutidos anteriormente, otros factores, tales como altitud de densidad, humedad, vientos, pendiente y condiciones de la superficie de la pista, tienen un profundo efecto para modificar la performance del avión.

Altitud de Densidad. La densidad del aire es quizás el factor unitario más importante que afecta la performance de un avión. Tiene relación directa con la generación de potencia del motor, con la eficiencia de la hélice y con la sustentación generada por las alas.

Como se discutió anteriormente en este manual, cuando aumenta la temperatura del aire, disminuyelá densidad. También, a medida que aumenta la altitud, disminuye la densidad. La densidad del aire puede ser descrita haciendo referencia a una altitud correspondiente; por lo tanto, el término utilizado para describir la densidad del aire es altitud de densidad. Para evitar confusiones, recuerde que una disminución en la densidad del aire significa una altitud de densidad mayor, y un aumento en la densidad del aire significa una altitud de densidad menor. La altitud de densidad es determinada encontrando primeramente la altitud de presión, y luego corrigiendo esta altitud para las variaciones de temperatura no estándar. Es importante recordar que a medida que disminuye la densidad del aire (mayor altitud de densidad) disminuye la performance del avión, y a medida que aumenta la densidad del aire (menor altitud de densidad), aumenta la performance del avión.

Humedad. Debido a la evaporación, la atmósfera siempre contiene alguna humedad en la forma de vapor de agua. Este vapor de agua reemplaza a las moléculas de aire seco y debido a que el vapor de agua pesa menos que el aire seco, cualquier volumen dado de aire húmedo pesa menos - es menos denso - que un volumen igual de aire seco.

Usualmente durante la operación de aviones pequeños, el efecto de la humedad no es tomado en cuenta al determinar la altitud de densidad, pero tenga en mente que una humedad alta hará disminuir la performance del avión lo cual, entre otras cosas, resulta en distancias mayores para el despegue y la disminución del ángulo de ascenso.

Efecto de la Altitud de Densidad en la Potencia del Motor y la Eficiencia de la Hélice. Un aumento de la temperatura del aire o de la humedad o una disminución de la presión del aire que resulta en una mayor altitud de densidad, disminuye significativamente la generación de potencia y la eficiencia de la hélice.

El motor genera potencia en proporción al peso o densidad del aire. Por lo tanto, a medida que disminuye la densidad del aire, disminuye la generación de potencia del motor. Esto es válido para todos los motores no dotados de sobrealimentador o turboalimentador. También, la hélice produce tracción en proporción a la masa de aire que se acelera a través de las aspas en rotación. Si el aire es menos denso, disminuye la eficiencia de la hélice.

El problema de la operación a grandes altitudes de densidad es complicado por el hecho de que cuando el aire es menos denso, se necesita más potencia de motor y mayor eficiencia de la hélice para reemplazar la disminución de eficiencia de sustentación del ala del avión. Esta potencia y eficiencia de la hélice adicionales necesarias no están disponibles en las condiciones de operación a grandes altitudes de densidad; en consecuencia, disminuye considerablemente la performance del avión.

Efecto del Viento sobre la Performance del Avión. Los vientos de superficie durante los despegues y aterrizajes tienen, en un sentido, un efecto opuesto sobre la performance del avión a los vientos de altura durante el vuelo.

Durante el despegue, un viento en contra acortará la carrera de despegue y aumentará el ángulo de ascenso. Esto aumenta la performance y ayuda a compensar la pérdida de performance debido a una altidud de densidad grande. Un viento en contra durante el vuelo, sin embargo, tiene un efecto opuesto sobre la performance, porque hace disminuir la velocidad terrestre, y en consecuencia aumenta la cantidad total de combustible consumido para ese vuelo.

Durante el despegue, un viento de cola hará aumentar la carrera de despegue y disminuirá el ángulo de ascenso. Esta disminución en la performance debe ser considerada cuidadosamente por el piloto antes de intentar un despegue con esas condiciones de viento; de lo contrario los resultados podrían ser desastrosos. Un viento de cola durante el vuelo, sin embargo, aumenta la velocidad terrestre y conserva el combustible.

Durante el aterrizaje, un viento en contra hará más agudo el ángulo de aproximación y acortará la carrera de aterrizaje, mientras que un viento de cola hará disminuir el ángulo de aproximación y aumentará la carrera de aterrizaje, y nuevamente, las operaciones con viento a favor deben ser consideradas muy cuidadosamente por el piloto antes de intentarlas.

Superficie y Gradiente de la Pista. La distancia de despegue es afectada por las condiciones de la superficie de la pista. Si la pista está embarrada, mojada, blanda, áspera o cubierta con pasto alto, estas condiciones actuarán como una fuerza retardadora y aumentarán la distancia del despegue. Algunas de estas condiciones de la superficie pueden disminuir la carrera de aterrizaje, pero hay otras, tal como el hielo o nieve que cubren la superficie que afectarán la acción del frenaje y aumentarán considerablemente la carrera de aterrizaje. La pendiente hacia arriba o hacia abajo de la pista (gradiente de la pista) es bastante importante cuando son críticas la longitud de la pista y la distancia de despegue. La pendiente hacia arriba proporciona una fuerza retardadora que impide la aceleración, resultando en una carrera por tierra mayor durante el despegue.

El aterrizaje contra la pendiente generalmente resulta en carreras de aterrizaje más cortas. Las operaciones a favor de la pendiente generalmente tendrán el efecto contrario de acortar la distancia de despegue y de aumentar la carrera de aterrizaje.

Efecto Suelo (Efecto de Superficie). Cuando un avión vuela a una altura de aproximadamente una envergadura o menos sobre la superficie, la componente vertical del flujo de aire es restringida y modificada, y ocurren cambios en el patrón normal del flujo de aire alrededor del ala y desde las puntas de las alas. Este cambio altera la dirección del viento relativo de manera tal que produce un ángulo de ataque menor. Esto significa que un ala que opera bajo efecto suelo con un ángulo de ataque dado generará menos resistencia inducida que un ala fuera del efecto suelo. Por lo tanto, es más eficiente. Mientras que esto puede ser útil en situaciones específicas, también puede atrapar a los incautos que esperan una mejor performance de ascenso de la que puede producir el avión. En otras palabras, un avión puede despegar, y mientras esté bajo efecto suelo, puede establecer un ángulo y/o razón de ascenso que no pueda mantener una vez que el avión llegue a una altitud donde el efecto suelo ya no afecta la performance. A la inversa, durante un aterrizaje, el efecto suelo puede producir "flotación" y resultar en sobrepasarse, particularmente a altas velocidades de aproximación.

Uso de las Cartas de Performance. La mayoría de los fabricantes de aviones proporcionan una información adecuada desde la cual el piloto puede determinar la performance del avión. Esta información puede encontrase en los Manuales de Vuelo de Aviones, en los Manuales de Operación del Piloto o en otros medios.

Los dos métodos más comunmente utilizados para describir los datos de performance son: (1) tablas que son ordenamientos compactos de las condiciones y valores de performance dispuestos en secuencia ordenada - generalmente en hileras y columnas, y (2) gráficos, que son representaciones pictóricas consistentes en líneas rectas, curvas, líneas interrumpidas, o una serie de barras que representan los sucesivos cambios de valor de una o más variables. Los gráficos de performance de aviones generalmente son del tipo de línea recta o línea curva. El gráfico de líneas rectas es el resultado de dos valores que varían a régimen constante, mientras que el gráfico de líneas curvas es el resultado de dos valores que varían a un régimen cambiante.

Puesto que todos los valores no están listados en las tablas o gráficos, a menudo se requiere la interpolación para determinar los valores intermedios correspondientes a una condición de vuelo o situación de performance en particular. La interpolación será discutida más adelante en este capítulo.

Se debe tener presente que la información en las cartas de performance de aviones se basa en vuelos de pruebas efectuados bajo condiciones de operación normales, utilizando pilotaje de destreza promedio y con el avión y el motor en buen estado de operación. Cualquier desvío de las condiciones anteriores afectará la performance del avión.

La información de performance extraída de las cartas es exacta. Para lograr esta exactitud, se debe ejercer un cuidado razonable al calcular la información de performance. Es una buena práctica de seguridad considerar la performance del avión que se vuela como menor que aquella pronosticada por las cartas.

Las condiciones atmosféricas estandar (temperatura 59° Fahrenheit [15° Celsius], cero humedad relativa y una presión de 29,92 pulgadas de mercurio al nivel del mar) son utilizadas en la preparación de las cartas de performance. Esto proporciona una base desde la cual se puede evaluar la performance cuando cambian las condiciones atmosféricas.

Interpolación. Interpolar significa calcular valores intermedios entre una serie de valores dados. En muchas ocasiones cuando la performance es crítica, una determinación exacta de los valores de performance es el único medio aceptable para realizar un vuelo seguro. Se debe evitar las conjeturas para determinar estos valores.

La interpolación es sencilla de efectuar si se comprende el método. Los siguientes son ejemplos de cómo interpolar o determinar en forma exacta los valores intermedios entre una serie de valores dados.

Los números en la columna A van desde 10 a 30 y los números en la columna B van desde 50 a 100. Determine el valor numérico intermedio en la columna B que correspondería a un valor intermedio de 20 colocado en la columna A.



A	B
10	50
20	X = desconocido.
30	100

Se puede visualizar que 20 está a mitad de camino entre 10 y 30; por lo tanto, el valor correspondiente del número desconocido en la columna B estaría a mitad de camino entre 50 y 100, ó 75.

Muchos problemas de interpolación son más difíciles de visualizar que el ejemplo anterior; por lo tanto, se debe utilizar un método sistemático para determinar el valor intermedio requerido. Lo siguiente describe un método que puede utilizarse.

Los números en la columna A van desde 10 a 30, con valores intermedios de 15, 20 y 25. Determine el valor numérico intermedio en la columna B que correspondería a 15 en la columna A.

A	*B*
10	50
15	
20	
25	
30	100

Primero, en la columna A, determine como sigue la relación de 15 en el ordenamiento de 10 a 30:

$$\frac{15-10}{30-10} = \frac{5}{20} \text{ o } 1/4$$

Encontramos que 15 es 1/4 entre 10 y 30. Ahora determine 1/4 de la columna B entre 50 y 100:

$$100 - 50 = 50$$
$$1/4 \text{ de } 50 = 12{,}5$$

La respuesta 12,5 representa el número de unidades, pero para llegar al valor correcto, se debe gregar 12,5 al número menor en la columna B como sigue:

$$50 + 12{,}5 = 62{,}5$$

La interpolación ha sido completada y 62,5 es el valor real que está a un 1/4 en el ordenamiento de la columna B.

A continuación se muestra otro método de interpolación:

Utilizando los mismos números que en el ejemplo anterior, se puede establecer un problema de proporción basado en la relación de los números.

		A			*B*
20	5	10	50	x	50
		15			?
		20			
		25			
		30			100

Proporción: $\frac{5}{20} = \frac{x}{50}$

Multiplicar cruzado: $\frac{5}{20} = \frac{x}{50}$

$$20x = 250$$
$$x = 12{,}5$$

La respuesta de 12,5 debe ser sumada a 50 para llegar al valor de 62,5.

El siguiente ejemplo ilustra el uso de la interpolación aplicada a un problema sobre un aspecto de la performance de un avión:

Temperatura (°F.)	*Distancia de despegue (pies)*
70	1.173
80	1.356

Si se requiere una distancia de 1.173 pies para despegar cuando la temperatura es de 70° F y de 1.356 pies para 80°F, ¿qué distancia se necesita cuando la temperatura es de 75°? La solución al problema puede determinarse como sigue:

10	5	70°	183	x	1.173
		75°			?
		80°			1.356

$$\frac{5}{10} = \frac{x}{183}$$

$$10x = 915$$
$$x = 91{,}5$$

1.173 + 91,5 = 1.264,5 pies, que es la distancia requerida para el despegue con una temperatura de 75°F.

Cartas de Performance. A continuación se decriben diversas cartas de performance. La información en estas cartas no es para uso operacional, sino solamente para su familiarización y estudio. Dado que las cartas de performance son desarrolladas para cada marca, modelo y tipo de avión específico, los pilotos deben tener mucho cuidado para asegurarse que se utilice la carta desarrollada para el avión específico a volarse al buscar información de performance.

Carta de Altitud de Densidad. Hay varios métodos que pueden utilizarse para determinar la altitud de densidad, uno de los cuales es el uso de cartas. La Fig. 4-13 ilustra una carta típica de altitud de densidad e incluye un problema ejemplo que ayudará a familiarizarse con el uso de ella.

En la Fig. 4-14 se muestra otro tipo de carta utilizada para determinar la altitud de densidad, e incluye un problema de ejemplo proporcionado para el estudio.

Carta de Información de Despegue. Las cartas de información de despegue se encuentran en muchos Manuales de Vuelo de Aviones o Manuales de Operación del Piloto. De esta carta el piloto puede determinar (1) la longitud de la carrera de despegue, y (2) la distancia total requerida para sobrevolar un obstáculo de 50 pies bajo diferentes condiciones de peso, vientos en contra, altitudes de presión y temperaturas. Las cartas serán diferentes para los diferentes aviones. La Fig. 4-15 muestra una de tales cartas.

La primera columna de la carta ilustrada da tres pesos brutos posibles de despegue (2.100 lbs., 2.400 lbs., y 2.650 lbs.). La segunda columna lista tres velocidades de viento (0, 15, y 30 mph) opuesto a cada peso bruto. El resto de la carta consiste en pares de columnas, teniendo cada par un encabezamiento principal de una altitud de presión y temperatura estandar para esa altitud (nivel del mar, 59° F; 2.500 pies, 50° F; 5.000 pies, 41° F; y 7.500 pies, 32° F). La primera columna de cada par está encabezada "carrera en tierra"; la segunda "para sobrevolar obstáculo de 50 pies".

En la parte inferior de la carta está la siguiente nota: "Aumente la distancia en 10% por cada 25° F por sobre la temperatura estandar para la altitud en particular".

Para calcular la carrera en tierra para el despegue para una combinación determinada de condiciones, se debe utilizar el siguiente procedimiento:

(1) Ubicar el peso bruto de despegue calculado en la primera columna.

(2) Ubicar el valor de la componente del viento en contra existente en la segunda columna y en el mismo renglón que el peso bruto calculado en (1).

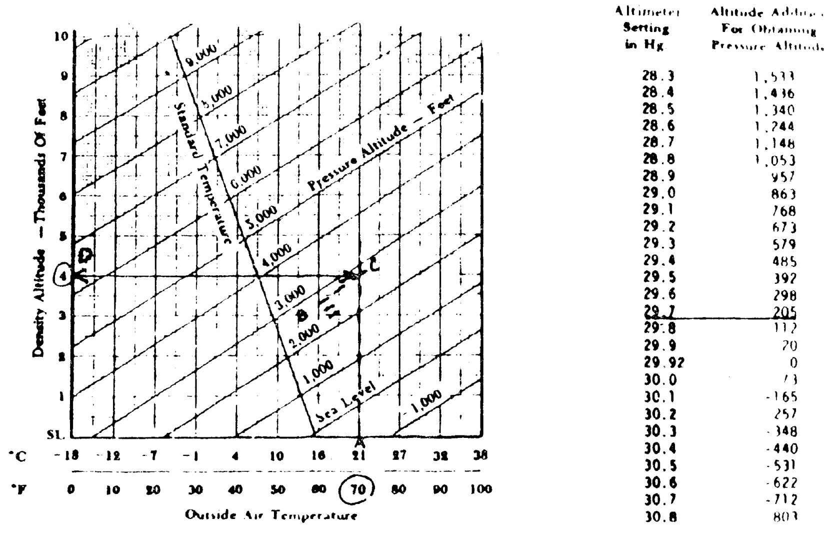
(3) Siga el renglón de viento en contra hasta la primera columna (encabezada por "carrera en tierra") del par de columnas encabezadas por la altitud de presión. El número en la intersección de este renglón y columna es la longitud en pies de la carrera en tierra para esa combinación de condiciones dadas, siempre que la temperatura sea estandar para la altitud.

CARTA DE ALTITUD DE PRESION Y DENSIDAD

Problema de práctica - determine la Altitud de Densidad con las siguientes condiciones existentes:

Elevación del Aeropuerto 2.545 pies. Temperatura Aire Exterior 70°F (OAT)

Ajuste altimétrico 29,7 pulgadas.



Altimeter Setting in Hg	Altitude Addition For Obtaining Pressure Altitude
28.3	1,533
28.4	1,436
28.5	1,340
28.6	1,244
28.7	1,148
28.8	1,053
28.9	957
29.0	863
29.1	768
29.2	673
29.3	579
29.4	485
29.5	392
29.6	298
29.7	205
29.8	112
29.9	20
29.92	0
30.0	73
30.1	-165
30.2	257
30.3	-348
30.4	-440
30.5	-531
30.6	-622
30.7	-712
30.8	803

SOLUCION: La carta requiere la Altitud de Presión que es determinada en la tabla de conversión a la derecha del gráfico. 2.545 + 205 = 2.750 pies de Altitud de Presión.

Paso 1 Dibuje una línea paralela a las líneas verticales desde los 70° en la Escala Fahrenheit (A) hasta cerca de la línea diagonal 3.000 pies de Altitud de Presión.

Paso 2 Dibuje la línea B representando un valor de 2.750 pies (interpolar 3/4 de la distancia entre 2.000 y 3.000) paralela a las líneas de Altitud de Presión, de manera que intersecte la línea dibujada en el paso 1.

Paso 3 La intersección de estas dos líneas (C) queda sobre el valor de 4.000 pies de la escala de Altitud de Densidad (D). LA ALTITUD DE DENSIDAD ES DE 4.000 PIES.

Figura 4-13. Carta de Altitud de Presión y de Altitud de Densidad.

(4) Aumente en 10% el número encontrado en (3) por cada 25° F de temperatura por sobre la estandar (para esa altitud). La cifra resultante es la longitud de la carrera en tierra.

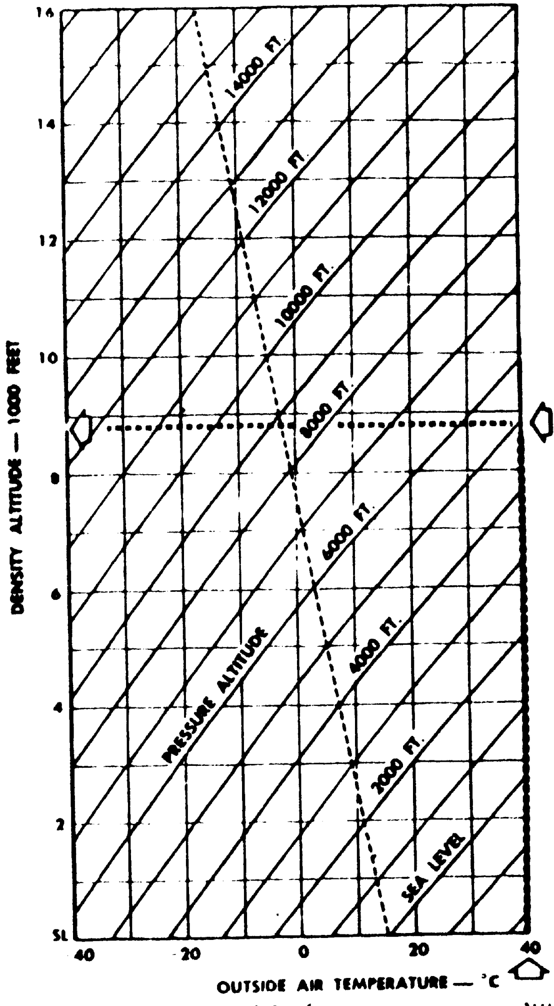


Figura 4.14 Determinación de la altitud de densidad.

Se sigue el mismo procedimiento para encontrar la distancia requerida para sobrevolar un obstáculo de 50 pies, excepto que en (3) el renglón de viento en contra debe ser seguido hasta la segunda columna (encabezada por "para sobrevolar obstáculo de 50 pies") del par de columnas encabezadas por la altitud. Para encontrar las distancias basadas en condiciones intermedias de aquellas listadas en la carta, se debe utilizar la interpolación.

Problema Ejemplo. ¿Cuál será la longitud de la carrera en tierra para el despegue con las siguientes condiciones?

Peso bruto de despegue	2.100 lbs.
Altitud de presión	2.500 pies
Temperatura	75° F
Viento en Contra	15 mph

Solución. Aplicando los pasos (1), (2) y (3) a la carta de performance, obtenemos una cifra de 225 pies. Dado que la temperatura es de 25° por sobre la estandar, también se debe aplicar el paso (4). 10% de 225 es 22,5 ó aproximadamente 23. Al sumar 23 a 225 nos da un total de 248 pies para la carrera en tierra del despegue. Colocando esto en forma tabulada tenemos:

	Pies
Distancia básica sin la corrección de temperatura por sobre la estandar	225
Corrección por temperatura por sobre la estandar (225 x 0,10)	23
Distancia aproximada requerida para el despegue	248

Problema Ejemplo. ¿Cuál será la distancia requerida para despegar y sobrevolar un obstáculo de 50 pies con el mismo avión y con las siguientes condiciones?

Peso bruto	2.650 lbs.
Altitud de presión	5.000 pies
Temperatura	91° F.
Viento de frente	Calma

Solución. Siguiendo el procedimiento de cuatro pasos, excepto que se utiliza la columna "para sobrevolar obstáculo de 50 pies", la solución del problema da estos resultados:

DATOS PARA EL DESPEGUE

DISTANCIA DE DESPEGUE CON 20° DE FLAPS Y DESDE UNA PISTA DE SUPERFICIE ASPERA

PESO BRUTO (LBS)	VIENTO DE PROA (MPH)	A NIVEL DEL MAR Y 59°F		A 2500 PIES Y 50°F		A 5000 PIES Y 41°F		A 7500 PIES Y 32°F	
		CARRERA EN TIERRA	SALVAR OBSTACULO DE 50 PIES	CARRERA EN TIERRA	SALVAR OBSTACULO DE 50 PIES	CARRERA EN TIERRA	SALVAR OBSTACULO DE 50 PIES	CARRERA EN TIERRA	SALVAR OBSTACULO DE 50 PIES
2100	0	335	715	390	810	465	935	560	1100
	15	185	465	225	540	270	625	330	745
	30	75	260	95	305	125	365	160	450
2400	0	440	895	525	1040	630	1210	770	1465
	15	255	600	310	700	380	835	475	1020
	30	115	350	150	420	190	510	245	640
2650	0	555	1080	665	1260	790	1500	965	1835
	15	330	735	405	865	490	1050	655	1345
	30	160	445	205	535	255	665	335	845

NOTA: AUMENTAR LAS DISTANCIAS EN UN 10% POR CADA 25°F SOBRE LA TEMPERATURA STANDARD, PARA UNA ALTITUD DADA.

Fgura 4-15. Carta de información de performance de despegue.

	Pies
Distancia básica sin la corrección de temperaturas por sobre la estandar	1.500
Corrección por la temperatura por sobre la estandar (1.500 x 0,20).	300
Distancia aproximada requerida para despegar y sobrevolar un obstáculo de 50 pies	1.800

Ejercicio: Encontrar la longitud de la carrera de tierra para el despegue y la distancia necesaria para sobrevolar un obstáculo de 50 pies bajo cada una de las siguientes condiciones:

	Peso bruto (lbs)	*Viento de frente (mph)*	*Altitud de presión (pies)*	*Temperatura (° F.)*
1.	2.100	30	Nivel del mar	59
2.	2.650	Calmo	7.500	57
3.	2.400	15	2.500	50
4.	2.650	Calmo	Nivel del mar	109
5.	2.250	15	5.000	41

NOTA: Las respuestas correctas son las siguientes:

	Carrera en tierra (pies)	*Para sobrevolar obstáculo de 50 pies (pies)*
1.	75	260
2.	1.062	2.019
3.	310	700
4.	666	1.296
5.	325	730

Algunos aviones requieren el uso de flaps parcialmente extendidos para una mejor performance de despegue; otros no los utilizan porque la resistencia adicional causada por los flaps más que contrarresta la mayor sustentación lograda con su utilización. Se debe usar el grado de ajuste de flaps recomendado en el Manual de Vuelo del Avión o en el Manual de Operación del Piloto para el despegue.

Información de Performance de Crucero. Las cartas de performance de crucero se han confeccionado en base a pruebas reales y son una ayuda va-

liosa en la planificación de un vuelo de travesía. El consumo de combustible depende en gran parte de la altitud, ajuste de potencia (presión de carga y rpm de la hélice) y del ajuste de la mezcla.

El siguiente problema mostrará cómo usar la carta de performance de crucero en la Fig. 4-16.

Problema Ejemplo. ¿Cuántas horas de vuelo restan operando bajo las siguientes condiciones?

Altitud	5.000 pies
RPM de la hélice	2.300 rpm
Presión de carga (MP)	22" Hg
Mezcla	Pobre
Combustible disponible	40 galones

Solución.

(1) Ubique la altitud (5.000 pies) en la columna de altitud (primera columna).
(2) Ubique las rpm (2.300) en la columna de rpm (segunda columna) opuesto a la altitud (5.000 pies) recién encontrada en (1).
(3) Ubique la presión de carga del múltiple (22 pulgada de mercurio) en la columna MP (tercera columna) opuesto a las rpm (2.300) recién ubicada en (2).
(4) Siga este reglón de presión de carga del múltiple hasta la columna encabezada por "Gal/hora", donde se lee la cifra 12,6. Esta es la razón de consumo de combustible en galones por hora.
(5) Divida el combustible restante (40 galones) por el régimen de consumo de combustible recién encontrado (12,6 Gal/hora). El resultado es 3,17, el número de horas de vuelo restantes. Las 3,17 horas son equivalentes a 3 horas 10 minutos (multiplique 0,17 por 60 minutos).

NOTA: La velocidad aérea verdadera (TAS) con este ajuste de potencia sería de 155 mph (obtenida de la penúltima columna).

Problema Ejemplo. Si en el ejemplo anterior se usara un ajuste de potencia de 18 pulgadas de presión de carga y 2.000 rpm, ¿cuánto mayor tiempo de vuelo se tendría disponible?

Solución.

(1) Siguiendo los mismos pasos del problema anterior (excepto que se

CARTA DE PERFORMANCE DE CRUCERO

ALTITUD	RPM	PRESION DE CARGA (PULG)	POTENCIA AL FRENO (HP)	% POT. AL FRENO (HP)	VELOC. AEREA VERDAD. (MPH)	GALONES POR HORA
2500	2450	23	175	76	158	14.2
		22	166	72	154	13.4
		21	157	68	151	12.7
		20	148	63	148	12.0
	2300	23	164	71	154	13.1
		22	153	67	149	12.2
		21	143	62	145	11.5
		20	135	59	142	11.0
	2200	23	153	67	149	12.1
		22	144	63	146	11.4
		21	135	59	142	10.8
		20	126	55	138	10.2
AJUSTES DE ALCANCE MAXIMO	2000	20	107	47	126	8.7
		19	99	43	121	8.2
		18	89	39	113	7.5
		17	81	35	105	7.0
5000	2450	23	179	78	163	14.5
		22	169	73	159	13.6
		21	161	70	156	13.0
		20	150	65	151	12.2
	2300	23	167	73	158	13.4
		22	158	69	155	12.6
		21	148	64	151	11.9
		20	139	60	146	11.2
	2200	23	157	68	155	12.4
		22	148	64	151	11.7
		21	138	60	146	11.0
		20	131	57	143	10.5
AJUSTES DE ALCANCE MAXIMO	2000	19	103	45	126	8.5
		18	94	41	118	7.9
		17	86	37	111	7.3
		16	79	34	103	6.8
7500	2450	21	163	71	161	13.1
		20	153	67	157	12.4
		19	143	62	152	11.7
		18	133	58	147	11.0
	2300	21	151	66	156	12.2
		20	142	62	151	11.6
		19	133	58	147	11.0
		18	125	54	142	10.5
	2200	21	143	62	152	11.4
		20	134	58	148	10.7
		19	126	54	143	10.2
		18	118	51	138	9.7
AJUSTES DE ALCANCE MAXIMO	2000	19	107	47	131	8.7
		18	98	43	123	8.1
		17	90	39	116	7.6
		16	82	36	107	7.0

DATOS BASADOS EN MEZCLA POBRE, CONDICIONES STANDARD Y MAXIMO PESO BRUTO

Figura 4-16. Carta de performance de crucero.

usa las nuevas rpm y MP), se encuentra una razón de consumo de combustible de 7,9 gal/hora.

(2) Dividiendo el combustible restante (40 galones) por 7,9 da un total de 5,06 horas tiempo remanente de vuelo. Al convertirlo, esto es equivalente a 5 horas 4 minutos.

(3) Restando 3 horas 10 minutos de 5 horas 4 minutos da un tiempo de vuelo adicional de 1 hora 54 minutos.

Problemas Ejemplo. Encontrar la velocidad aérea verdadera (TAS), razón de consumo de combustible y tiempo total de vuelo disponible bajo las siguientes condiciones:

	Altitud (pies)	*R.P.M*	*Presión de Carga*	*Combustible Disponible (galones)*
1.	2.500	2.450	23	55
2.	5.000	2.200	22	45
3.	7.500	2.000	16	25
4.	2.500	2.000	17	25
5.	5.000	2.300	23	50

NOTA: Ver abajo las respuestas correctas.

	TAS	*Gal/hora*	*Tiempo de Vuelo*
1.	158	14,2	3:52
2.	151	11,7	3:51
3.	107	7,0	3:34
4.	105	7.0	3:34
5.	158	13,4	3:44

En las Figs. 4-17 y 4-19 se muestra otros tipos cartas de performance de crucero.

Alguna de la información que puede obtenerse de esta carta incluye los ajustes de potencia recomendados para diversas altitudes, porcentaje de potencia a estos ajustes, razón de consumo de combustible (gal/hora), velocidad aérea verdadera, horas de autonomía con estanques llenos, y alcance en millas bajo condiciones estandar y sin viento. No todos estos valores están contenidos en todas las cartas. Por ejemplo:

Refiérase a la Fig 4-17. A 5.000 pies, 2.300 rpm y 21 pulgadas de presión de carga, se obtiene 64% de potencia de régimen y aproximadamente 151 mph de velocidad aérea verdadera. Se consume aproximadamente 11,9 gal/hora, lo que da una duración de 4,6 horas y un alcance de 700 millas bajo condiciones estandar, sin viento y estanques de combustible llenos.

CRUISE AND RANGE PERFORMANCE

Altitude	RPM	M P	% BHP	TAS MPH	Gal/Hr.	End. Hours	Mi/Gal	Range Miles
5000	2450	23	179	78	163	14.5	3.8	11.2	615
		22	169	73	159	13.6	4.0	11.7	640
		21	161	70	156	13.0	4.2	12.0	660
		20	150	65	151	12.2	4.5	12.5	685
	2300	23	167	73	158	13.4	4.1	11.8	650
		22	158	69	155	12.6	4.4	12.2	675
		21	148	64	151	11.9	4.6	12.7	700
		20	139	60	146	11.2	4.9	13.1	720
	2200	23	157	68	155	12.4	4.4	12.5	685
		22	148	64	151	11.7	4.7	12.9	710
		21	138	60	146	11.0	5.0	13.3	730
		20	131	57	143	10.5	5.2	13.6	750

Cruise performance shown is based on standard conditions, zero wind, lean mixture, 55 gallons of fuel, no fuel reserve, and 2650 pounds gross weight.

Figura 4-17. Cuadro de performance de crucero y alcance.

Refiérase a la Fig. 4-18. A 8.000 pies, 55% de potencia y 10,3 gal/hora de consumo de combustible pueden obtenerse usando 2.200 rpm y 19 pulgadas de presión de carga.

Refiérase a la Fig. 4-19. Una altitud de 5.500 pies con 2.450 rpm deben resultar en 65% de potencia, aproximadamente 123 mph velocidad aérea verdadera, una duración de 6,8 horas y un alcance de 837 millas.

Performance de Ascenso. La razón de ascenso bajo diversas condiciones puede ser determinada por medio de las cartas de performance de ascenso tales como las ilustradas en las Figs. 4-20 y 4-21.

La información de estas cartas se toma enormemente importante cuando se debe cruzar por terrenos altos o cadenas de montañas poco tiempo después de haber despegado. Algunas cartas dan también la velocidad para la mejor razón de ascenso y el combustible consumido durante el ascenso.

Refiérase a la Fig. 4-20. A 5.000 pies, 41° F., y 2.100 lbs de peso bruto, la razón de ascenso es de 1.200 pies/min.; la mejor velocidad de ascenso es de 82 mph; y el combustible usado para ascender desde el nivel del mar hasta 5.000 pies es de 2,8 galones. A un peso bruto de 2.650 lbs. bajo las mismas condiciones, el régimen de ascenso es de 795 pies/min..

Refiérase a la Fig. 4-21. A una altitud de presión de 5.000 pies, 86°F.,y 2.900 lbs. de peso bruto, el régimen de ascenso es de aproximadamente 810

Power Setting Table —

Press. Alt. 1000 Feet	Std. Alt. Temp. °F	138 HP 55% Rated Approx. Fuel 10.3 Gal./Hr. RPM AND MAN. PRESS.				163 HP 65% Rated Approx. Fuel 12.3 Gal./Hr. RPM AND MAN. PRESS.			
		2100	2200	2300	2400	2100	2200	2300	2400
SL	59	21.6	20.8	20.2	19.6	24.2	23.3	22.6	22.0
1	55	21.4	20.6	20.0	19.3	23.9	23.0	22.4	21.8
2	52	21.1	20.4	19.7	19.1	23.7	22.8	22.2	21.5
3	48	20.9	20.1	19.5	18.9	23.4	22.5	21.9	21.3
4	45	20.6	19.9	19.3	18.7	23.1	22.3	21.7	21.0
5	41	20.4	19.7	19.1	18.5	22.9	22.0	21.4	20.8
6	38	20.1	19.5	18.9	18.3	22.6	21.8	21.2	20.6
7	34	19.9	19.2	18.6	18.0	22.3	21.5	21.0	20.4
9	27	19.4	18.8	18.2	17.6	–	21.3	20.7	20.1
8	31	19.6	19.0	18.4	17.8	—	—	20.5	19.9
10	23	19.1	18.6	18.0	17.4	—	—	–	19.6

Fura 4-18. Tabla de ajuste de potencia.

pies/min. Observe que la altitud de presión y la temperatura deben ser convertidas a altitud de densidad. Refiérase a la Fig. 4-14. La altitud de densidad a esta altitud de presión y temperatura es aproximadamente de 7.750 pies (86° F. = 30° C.). Coloque esta altitud de densidad en la carta ilustrada en la Fig. 4-21 y encuentre la razón de ascenso de aproximadamente 810 pies por minuto.

Planeo Máximo. Estas cartas están disponibles para algunos tipos de aviones (Fig. 4-22). Observe las condiciones bajo las cuales son determinados los valores de la carta. Diversas condiciones harán cambiar estos valores y esto debe ser tomado en cuenta al utilizar esta carta.

Carta de Componentes de Vientos Cruzados y Frontales. Los despegues y aterrizajes en ciertas condiciones de viento cruzado no son aconsejados y son aún peligrosos. Si el viento cruzado es lo suficientemente fuerte como para justificar una corrección de desvío fuerte, puede resultar en una condición de aterrizaje riesgosa. Por lo tanto, considere siempre las capacidades de despegue o aterrizaje del avión con respecto a las condiciones de viento de superficie informadas y las orientaciones de las pistas disponibles.

Antes que un avión obtenga su certificado por tipo de la FAA, este debe ser probado en vuelo para satisfacer ciertos requisitos. Entre estas pruebas está la demostración de ser controlable en forma satisfactoria sin un grado de destreza o de alerta excepcional de parte del piloto bajo vientos cruzados de 90° hasta una velocidad igual a 0,2 Vso. Esto significa una velocidad de viento de dos décimas de la velocidad de stall del avión sin potencia y tren de aterrizaje y flaps abajo. (Si la velocidad de stall es de 60 nudos, entonces el avión debe ser capaz de ser aterrizado en un viento cruzado de 90° y 12 nudos). Para informar al piloto sobre la capacidad del avión, los reglamentos requieren que se encuentre disponible la información de la velocidad del viento cruzado demostrada. Ciertos Manuales del Propietario del Avión suministran una carta para determinar las velocidades de viento máximas seguras para diversos grados de vientos cruzados para ese avión en particular. La carta de la Fig. 4-23, con el ejemplo incluído, familiarizará a los pilotos con un método para determinar los componentes del viento cruzado. El ángulo entre el viento y la nariz es considerado ser el mismo que el ángulo entre el viento y la pista de despegue o aterrizaje.

CRUISE PERFORMANCE

ALT.	RPM	% BHP	TAS MPH	58.8 Gal Endurance Hours	58.8 Gal Range Miles
	2500	75	130	6.0	773
2500	2350	63	118	7.1	832
	2200	53	107	8.4	894
	2525	75	131	6.0	775
3500	2400	65	121	6.9	827
	2250	55	110	8.0	874
	2550	75	132	6.0	780
4500	2400	63	120	7.0	841
	2250	53	109	8.3	905
	2600	77	135	5.8	775
5500	2450	65	123	6.8	837
	2300	55	112	8.0	887

Figura 4-19. Carta de performance de crucero.

CLIMB DATA

GROSS WEIGHT LBS.	AT SEA LEVEL & 59 F. BEST CLIMB IAS MPH	AT SEA LEVEL & 59 F. RATE OF CLIMB FT MIN	AT SEA LEVEL & 59 F. GAL. OF FUEL USED	AT 5000 FT. & 41 F. BEST CLIMB IAS MPH	AT 5000 FT. & 41 F. RATE OF CLIMB FT MIN	AT 5000 FT. & 41 F. From SL FUEL USED	AT 10000 FT. & 23 F. BEST CLIMB IAS MPH	AT 10000 FT. & 23 F. RATE OF CLIMB FT/MIN	AT 10000 FT. & 23 F. From SL FUEL USED
2100	87	1470	1.5	82	1200	2.8	78	925	4.3
2400	88	1210	1.5	84	960	3.1	80	710	5.0
2650	90	1030	1.5	86	795	3.5	83	560	5.9

Note: Flaps up, full throttle and 2600 RPM. Mixture leaned for smooth operation above 5000 ft. Fuel used includes warm-up and take-off allowance.

Figura 4-20. Carta de información de ascenso.

TREN DE ATERRIZAJE Y FLAPS ARRIBA

Peso Bruto -2.900 Lbs.

GEAR & FLAP UP

GROSS WEIGHT — 2900 LBS.

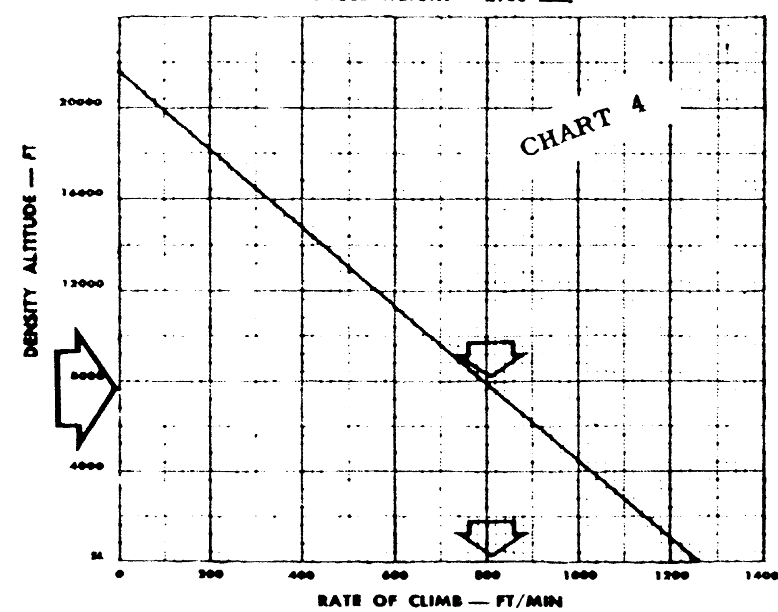


Figura 4-21. Carta de información de ascenso.

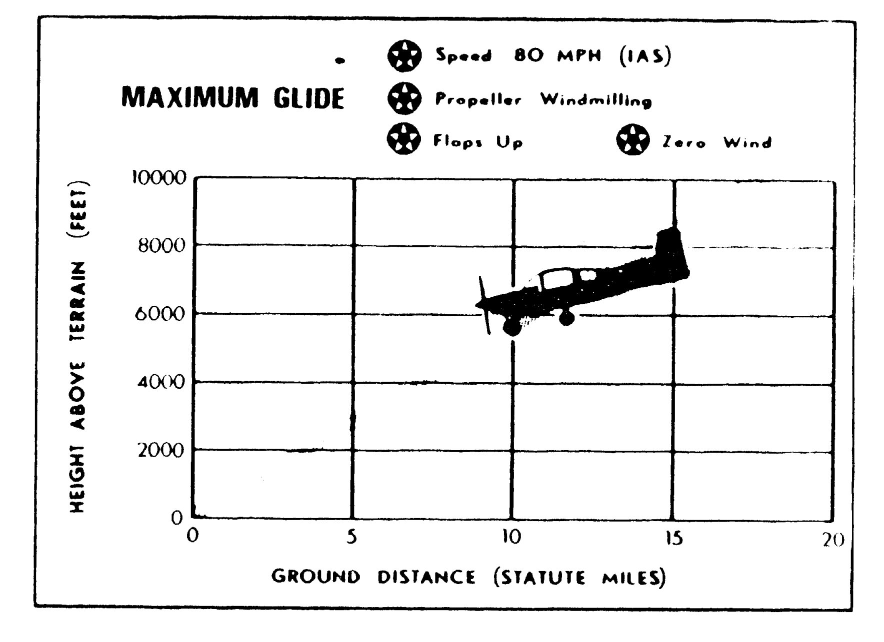


Figura 4-22. Carta de distancia de planeo máxima.

Carta de Velocidades de Stall. La Fig. 4-24 es un ejemplo típico de una Carta de Velocidades de Stall. Observe la amplia variación de velocidad de stall entre el vuelo recto y nivelado y los diversos ángulos de inclinación lateral. Observe que la velocidad de stall en una inclinación lateral de 60° con los flaps arriba y sin potencia (102 mph) es casi el doble de la velocidad de stall de un vuelo recto y nivelado con los flaps abajo y con potencia (55 mph). Aún con potencia en la inclinación lateral de 60°, la velocidad de stall se reduce en solamente 4 mph a 98 mph. Estudie este cuadro y esté consciente de su significado, especialmente durante circuitos y aterrizajes. Se puede encontrar cuadros similares en el Manual de Vuelo de cualquier avión.

En la Fig. 4-25 se muestra otro ejemplo de Carta de Velocidades de Stall.

Información de Performance de Aterrizaje. Variables similares a aquellas discutidas bajo "Factores que Afectan la Distancia de Despegue" también afectan las distancias de aterrizaje, aunque generalmente en menor proporción. Consulte su Manual de Vuelo del Avión o el Manual de Operación del

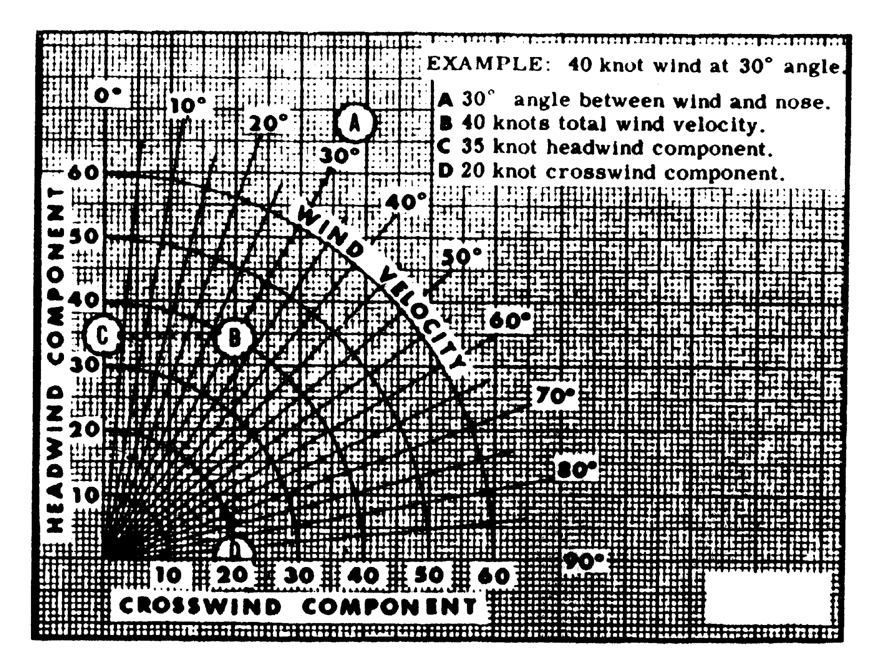


Figura 4-23. Carta de componmentes de viento cruzado y frontal.

STALL SPEEDS IAS

CONFIGURATION	ANGLE OF BANK 0°	20°	40°	60°
Flaps Up — Power Off	72 mph	74 mph	82 mph	102 mph
Flaps Up — Power On	69 mph	71 mph	79 mph	98 mph
Flaps Down (30°) — Power Off	64 mph	66 mph	73 mph	91 mph
Flaps Down (30°) — Power On	55 mph	57 mph	63 mph	78 mph

Figura 4-24. Carta de velocidad de Stall.

Piloto para información sobre distancia de aterrizaje, ajustes de flaps recomendados y velocidades de aproximación recomendadas.

Problema Ejemplo. Con una velocidad de aproximación sin potencia de

-Power Off- STALLING SPEEDS MPH — CAS

Gross Weight 1600 lbs. — CONDITION	ANGLE OF BANK 0°	20°	40°	60°
Flaps UP	55	57	63	78
Flaps 20°	49	51	56	70
Flaps 40°	48	49	54	67

Figura 4-25. Carta de velocidad de Stall.

68 mph y 40º de flaps, aproximadamente ¿qué carrera en tierra será necesaria bajo las siguientes condiciones? (Refiérase a la Fig. 4-26).

Elevación	Nivel del Mar
Peso bruto	2.300 lbs.
Temperatura	59º F.
Viento	Calma

Solución. Aproximadamente 415 pies.

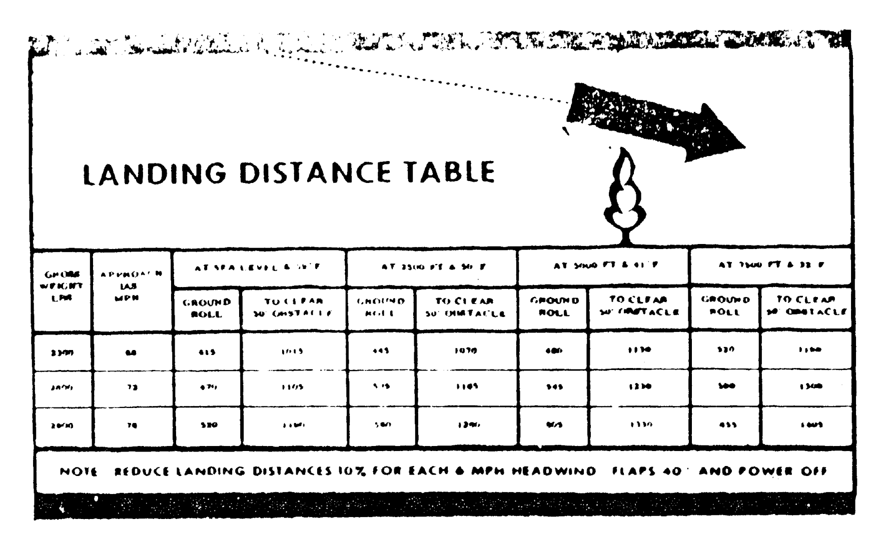
Problema Ejemplo. Con una velocidad de aproximación sin potencia de 72 mph y 40º de flaps, aproximadamente ¿cuánta distancia total de aterrizaje (incluyendo la carrera en tierra) se necesitaría para sobrevolar un obstáculo de 50 pies y aterrizar bajo las siguientes condiciones?

Elevación	2.500 pies
Peso bruto.	2.600 lbs.
Temperatura.	50º F.
Viento en contra	12 mph.

Solución.

Distancia básica de aterrizaje antes de corrección por viento en contra .... 1.165 pies
Corrección por viento en contra (1.165 x 0,20) .... - 233 pies
Distancia de aterrizaje aproximada ....932 pies

Gráficos Combinados. Algunas Cartas de Performance del Avión incorporan dos o más gráficos en uno cuando una performance de vuelo de un avión involucra varias condiciones. Una combinación sencilla de gráficos se ilustra en la Fig. 4-27. Este requiere de tres funciones para resolver para la distancia de despegue; con variaciones de las condiciones de densidad del aire, peso bruto y viento frontal. La primera función convierte la altitud de presión en altitud de densidad. El margen derecho de esta porción del gráfico, aunque no está numerada, representa la altitud de densidad y genera la segunda función, el efecto del peso bruto sobre la distancia de despegue. El margen derecho de esta sección representa la distancia de despegue sin viento y genere la última fase de corrección por el efecto del viento en contra. Con el valor de la distancia total de despegue para sobrevolar un obstáculo de 50 pies, obtenida de la carta, se pueden determinar a partir de la tabla en el recuadro superior, las velocidades de mejor ángulo de ascenso y mejor razón de ascenso para el ejemplo.



LANDING DISTANCE TABLE

GROSS WEIGHT LBS	APPROACH IAS MPH	AT SEA LEVEL & 59°F		AT 2500 FT & 50°F		AT 5000 FT & 41°F		AT 7500 FT & 32°F	
		GROUND ROLL	TO CLEAR 50' OBSTACLE	GROUND ROLL	TO CLEAR 50' OBSTACLE	GROUND ROLL	TO CLEAR 50' OBSTACLE	GROUND ROLL	TO CLEAR 50' OBSTACLE
2300	68	415	1015	445	1070	480	1130	520	1190
2600	73	470	1105	515	1165	545	1230	590	1300
2900	78	530	1190	580	1290	605	1330	655	1405

NOTE REDUCE LANDING DISTANCES 10% FOR EACH 6 MPH HEADWIND FLAPS 40° AND POWER OFF

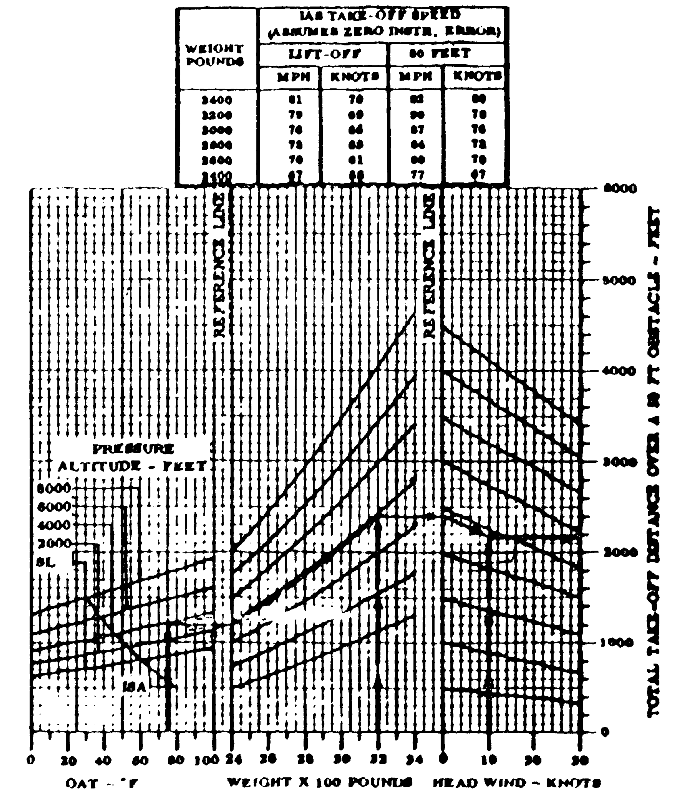
Figura 4 26 Carta de información de performance de aterrizaje.

DESPEGUE NORMAL

CONDICIONES ASOCIADAS:		EJEMPLO	
POTENCIA	POT. DE DESPEGUE APLICADA ANTES DE SOLTAR FRENOS	OAT (Temp. Exterior)	75°F
		ALT. DE PRESION	4.000 pies
		PESO DE DESPEGUE	3.200 Lbs
		VIENTO EN CONTRA	10 NUDOS
FLAPS	RETRAIDOS		
PISTA	PAVIMENTADA, NIVELADA SUPERFICIE SECA	DISTANCIA TOTAL DESPEGUE PARA SOBREVOLAR OBSTACULO DE 50 PIES	2.190 PIES
VELOCIDAD DE DESPEGUE	IAS SEGUN TABLA	CARRERA EN TIERRA (59%)	1.292 PIES

NOTA: CARRERA EN TIERRA ES APROX. DE UN 59% DE DISTANCIA TOTAL PARA SOBREVOLAR OBSTACULO DE 50 PIES.

VELOC. IND. EN DESPEGUE (IAS)
DESPEGUE 79 MPH
SOBRE 50 PIES 90 MPH



WEIGHT POUNDS	IAS TAKE-OFF SPEED (ASSUMES ZERO INSTR. ERROR)			
	LIFT-OFF		50 FEET	
	MPH	KNOTS	MPH	KNOTS
3400	81	70	92	80
3200	79	68	90	78
3000	76	66	87	76
2800	73	63	84	73
2600	70	61	80	70
2400	67	58	77	67

Figura 4 27 Determinación de la velocidad para la mejor razón y el mejor ángulo de ascenso.

CAPITULO V - TIEMPO ATMOSFERICO

Información Meteorológica para el Piloto. No obstante el mejoramiento en el diseño de las aeronaves, turbinas, radioayudas y técnicas de navegación, la seguridad del vuelo está aún sujeta a condiciones de visibilidad limitada, turbulencia y formación de hielo.

Para evitar condiciones peligrosas en vuelo, los pilotos privados deben tener un conocimiento cabal de la atmósfera y del comportamiento del tiempo atmosférico.

Los no iniciados pueden preguntarse el por qué los pilotos necesitan más que la información que le proporcionan las predicciones del "hombre del tiempo". La respuesta es por demás conocida por los pilotos de experiencia. Las predicciones de los meteorólogos se basan en el movimiento de grandes masas de aire y sobre condiciones locales de puntos bien determinados, donde se han instalado estaciones de observación del tiempo. Las masas de aire no siempre se comportan como se predijo, y las estaciones de observación están algunas veces muy espaciadas entre sí, por lo tanto, el piloto debe entender las variaciones del tiempo que suceden entre las estaciones, como asimismo las condiciones que difieren de aquellas indicadas por los reportes del tiempo.

Más aún, los meteorólogos solamente pueden pronosticar las condiciones del tiempo; el piloto debe decidir si su vuelo en particular puede ser de riesgo, considerando el tipo de avión y equipo con que cuenta, su propia habilidad de vuelo, experiencia y limitaciones físicas.

Este capítulo esta orientado para ayudar a los pilotos privados dándoles un enfoque general del conocimiento del tiempo, más la información básica siguiente:

1.- Servicios proporcionados por la Dirección Meteorológica de Chile (DMC), para dar información meteorológica al piloto.
2.- Fuentes de información meteorológica disponible para el piloto.
3.- Conocimiento suficiente para entender los términos meteorológicos, comunmente utilizados por los pilotos.
4.- Interpretación de cartas sinópticas, informes meteorológicos aeronáuticos, pronósticos y otros datos.
5.- Condiciones de nubosidad, viento y condiciones adversas del tiempo, aquellas que son peligrosas y aquellas que el piloto puede utilizar en su propio beneficio.
6.- Métodos sugeridos para evitar condiciones meteorológicas peligrosas.
7.- Significado de formaciones de nubes y áreas de precipitación que se pueden encontrar durante el vuelo.

Esta discusión pretende entregar al piloto recién iniciado los principios básicos de meteorología aeronáutica sobre los cuales pueda construír un criterioso juicio a medida de ir ganando experiencia, acompañado de estudios posteriores de mayor profundidad en los temas meteorológicos. En cualquier actividad de vuelo no existe un sustituto a la experiencia, y esto es particularmente cierto si se desea aplicar el buen juicio a las decisiones concernientes al tiempo.

Servicios para el Piloto. El servicio de información meteorológica para la aviación es proporcionado en Chile por la Dirección Meteorológica de Chile (DMC) dependiente de la Dirección General de Aeronáutica Civil. Debido a la creciente necesidad de información meteorológica a través del mundo, todos los países cuentan con servicios de información y pronóstico meteorológico además de transferirse en forma rápida y organizada entre ellos, los datos observados.

En Chile existe una red de aproximadamente 50 estaciones meteorológicas aeronáuticas, dotadas de personal especializado que efectúa las observaciones del tiempo presente. En la mayoría de estas estaciones se trabaja durante las 24 horas del día, enviando información a las centrales meteorológicas.

Este flujo de datos se realiza por medio de teleimpresores y facsímiles. Los circuitos de la teleimpresora se utilizan para trasmitir informes meteorológicos, pronósticos y advertencias, mientras que el facsímil es un proceso de transmisión y reproducción de información gráfica, tales como las cartas sinópticas.

Cada estación que proporciona la información meteorológica a los usuarios, tiene al menos una teleimpresora que está conectada a una Central Meteorológica. Este circuito proporciona datos completos del área de esa estación, pero puede expandir la información a las otras áreas. Algunas de las estaciones están equipadas con el servicio de transmisión de facsímil, y proporcionan los análisis meteorológicos gráficos y cartas pronosticadas.

Observaciones. Las observaciones meteorológicas son medidas y estimaciones del tiempo presente, en una estación en particular. Estas son registradas y trasmitidas en el sistema de la teleimpresora, y en ese momento las observaciones se convierten en informe meteorológico. Los informes son la base de todos los análisis y pronósticos del tiempo. Las observaciones se realizan tanto en superficie como en altura.

Una red de estaciones en los aeródromos proporciona informes meteorológicos aeronáuticos actualizados, que incluye elementos meteorológicos concerniente al vuelo. Todos los observadores meteorológicos de la DGAC son titulados en la Escuela Técnica Aeronáutica.

El radar se usa como ayuda en las observaciones y análisis meteorológicos. Las precipitaciones reflejan señales y se visualizan como ecos en el campo del radar. El uso del radar ayuda particularmente a determinar las ubicaciones exactas de las áreas de tormenta. En Chile no existen aún instalaciones operativas de radar meteorológico.

Existen muchas otras observaciones que tienen importancia para el servicio meteorológico aeronáutico. En Chile, las observaciones de la atmósfera superior se realizan una o dos veces al día en estaciones específicas, ubicadas en Antofagasta, Quintero, Puerto Montt, Punta Arenas, Antártica e Isla de Pascua. Estas estaciones lanzan globos sondas equipados con un radio que transmite la temperatura, humedad, presión y vientos de altura , a menudo excediendo los 100.000 pies. Las estaciones de recepción, las más modernas en su tipo en Sudamérica, reciben estos datos y compilan informes de las condiciones atmosféricas existentes. Los satélites meteorológicos orbitan la tierra y proporcionan imágenes de nubes, océanos y continentes las que son muy útiles para determinar las condiciones en áreas remotas. Los únicos medios de observación directa de turbulencia, engelamiento y altura de los topes de nubes, es a través de los informes de los pilotos que reportan las condiciones meteorológicas durante el vuelo. Los informes de los pilotos son fuente vital de las observaciones meteorológicas y se denominan AIREP (Air Report).

Centros Meteorológicos y Oficinas de Pronósticos. En Chile existen 6 centros meteorológicos regionales (CMR) que recopilan y análizan la información recibida y preparan los pronósticos de las diferentes áreas. Ellos son:

CMR Norte	Aeropuerto Cerro Moreno, Antofagasta.
CMR Central	Aeropuerto A. Merino Benítez, Santiago
CMR Sur	Aeropuerto El Tepual, Puerto Montt
CMR Austral	Aeropuerto C. Ibáñez, Punta Arenas
CMA Antártico	Base Tte. Marsh, Antártica
CMR Pacífico	Aeropuerto Mataveri, Isla de Pascua

Todos estos centros cuentan con modernos equipamientos de recepción de imágenes satelíticos, facsímiles, teleimpresoras y con personal especializado de Meteorólogos y Observadores Meteorológicos.

El Centro Nacional de Análisis (CNA), ubicado en el Aeropuerto Comodoro Arturo Merino Benítez, en Santiago, es el eje de todo el procesamiento meteorológico. Recibe la información de las diferentes estaciones del país para su estudio y análisis, preparando las cartas sinópticas de tiempo observado y pronósticos. También, recibe información pronosticada preparada por el National Meteorological Center (NMC) de Estados Unidos y por el European Center Medium Range World Forecast (ECMWF) de Gran Bretaña, para el sector del Hemisferio Sur que interesa a Chile; la cual es preparada por computadores.

La información meteorológica también es de gran utilidad para la industria, actividades mineras y otras, además de la aviación; siendo los pronósticos de vientos y temperatura en altura preparados específicamente para ella.

El programa de Satélite Meteorológico de Estados Unidos proporciona imágenes satelíticas de las nubes con frecuencia de 30 minutos obtenidas en la banda visible (solo en el día) o por técnicas de medición de la radiación (infrarrojo) durante las 24 horas del día.

Para ello emplea satélites geoestacionarios o de órbita polar, cuya información en clave es procesada y transmitida a los centros abonados al servicio.

Las imágenes satelíticas se encuentran a disposición de los pilotos en las principales estaciones meteorológicas del país.

Los Centros Meteorológicos Regionales suministran la información meteorológica necesaria para realizar operaciones aéreas en cualquier punto de las áreas cubiertas por las Regiones de Información de Vuelo (FIR) que en Chile son 6; Antofagasta, Isla de Pascua, Santiago, Puerto Montt, Punta Arenas y Antártica.

Ellos preparan y transmiten los pronósticos, notas y advertencias del área, ruta y terminal.

Transcripción de la Información Meteorológica. Los servicios disponibles en las oficinas de información meteorológica ubicadas en los aeropuertos y aeródromos AFIS son los siguientes:

1. Cartas Sinópticas.
2. Pronósticos de Area ó Ruta.
3. Pronósticos de Terminal.
4. Pronóstico de Vientos en Altura, Temperatura, Nivel de Isoterma 0°C (formación de hielo) y Turbulencia.

5.- Informes Meteorológicos de Superficie (METAR).
6.- Informes de Pilotos. (AIREP)
7.- Imágenes Satelíticas.

Los controladores de tránsito aéreo informan al tránsito aéreo bajo su control sobre las condiciones meteorológicas significativas y de los pronósticos de tiempo de los aeródromos que pudieran hacer modificar el plan de vuelo.

El controlador debe mantenerse informado de las condiciones meteorológicas del momento del terminal y transmitir esta información a las aeronaves que se aproximen.

Usuarios. Muchas personas utilizan el Servicio Meteorológico Aeronáutico pero los usuarios principales son los pilotos. Como usuarios, los pilotos deben ayudar al servicio. Esto se puede hacer, avisando al servicio meteorológico las condiciones meteorológicas encontradas durante el vuelo. Esta información ayudará a los pilotos, meteorólogos y previsionistas para tener una visión completa de las condiciones meteorológicas existentes. En el aspecto de la seguridad de vuelo, los pilotos deben formarse el hábito de obtener una exposición verbal (briefing) meteorológica completa con el previsionista antes de cada vuelo. Esto es particularmente cierto para vuelos de crucero.

Cuando se solicita información meteorológica, hágale saber al meteorólogo que un piloto está solicitándola. Se deben dar informes precisos y concisos sobre el vuelo programado. A continuación aparece una lista de ítemes que deberían darse al meteorólogo:

1.- Identificación del piloto y de la aeronave.
2.- Destino, ruta y altitud planeada.
3.- Si el vuelo se realiza por Reglas de Vuelo Visual o por Instrumento.
4.- Hora estimada de salida.
5.- Hora estimada de arribo.
6.- Cualquier escala intermedia.

Con esta información, el meteorólogo puede concentrarse en las condiciones meteorológicas relevantes en relación al vuelo planeado.

La información meteorológica deberá incluír:

1.- Tiempo desfavorable (algo que le pueda causar al piloto la cancelación o postergación del vuelo).
2.- Sinópsis.
3.- Tiempo actual, incluyendo AIREP.
4.- Pronóstico de ruta.
5.- Pronóstico de terminal.
6.- Vientos y temperaturas en altura.
7.- Solicitud de AIREP (cuando sea apropiado).
8.- Informe final.

Un briefing meteorológico para pilotos está completo, cuando el piloto tiene una visión clara del tiempo que se espera en el vuelo.

Se debe tener preparado un plan de acción alternativo, particularmente si el tiempo es cuestionable. Si durante el vuelo las condiciones meteorológicas empeoran en el área y el vuelo no debe continuar por razones de seguridad, se debe virar inmediatamente alejándose del mal tiempo. Sin antes planificar y saber donde se encuentra el tiempo peligroso, este viraje se podría hacer en dirección equivocada y traer más problemas. Es mejor una desviación planificada anteriormente en una dirección conocida para estar a salvo, que una decisión equivocada y de pánico.

Antes de discutir los diferentes tipos de pronósticos aeronáuticos e informes, se tratarán en forma muy general características del clima. Esta discusión incluirá la naturaleza de la atmósfera, presión atmosférica, viento, humedad, temperatura, condensación y masas de aire y frentes.

Naturaleza de la Atmósfera. Vivimos en el fondo de un océano de aire llamado atmósfera.

Este océano se extiende hacia arriba desde la superficie de la tierra, por muchas millas, disminuyendo de densidad gradualmente a medida que se aproxima al tope. El límite superior nunca ha sido determinado en forma exacta. Cerca de la superficie, el aire es relativamente caliente por el contacto con la tierra. Su temperatura promedio anual en Chile es de alrededor de 15º C (59º F). A medida que aumenta la altitud, la temperatura disminuye aproximadamente en 2º C (3,5º F) por cada 1.000 pies (gradiente normal) hasta que el aire alcanza una temperatura de alrededor de -55º C (-67º F) a 11 kilómetros sobre la tierra (aproximadamente 35.000 pies o 7 millas).

Para propósitos de vuelo, la atmósfera se divide en dos capas: La capa superior, donde la temperatura permanece practicamente constante o aumenta con la altura, que se denomina "estratósfera"; y la capa inferior, donde la temperatura disminuye normalmente con la altura y sufre variaciones, que se denomina "tropósfera" (Fig. 5-1). Estas capas están separadas por una capa de transición llamada "tropopausa". Aunque los jets vuelan rutinariamente en la estratósfera, los pilotos privados generalmente no tienen ocasión de

volar a esa altura; pero sí permanecen en la capa inferior -la tropósfera. Es en ella donde ocurren los fenómenos meteorológicos y donde practicamente se realizan todos los vuelos de aviones livianos. El límite superior de la tropósfera se encuentra entre 8 a 16 kilómetros (5 a 10 millas) sobre la superficie de la tierra.

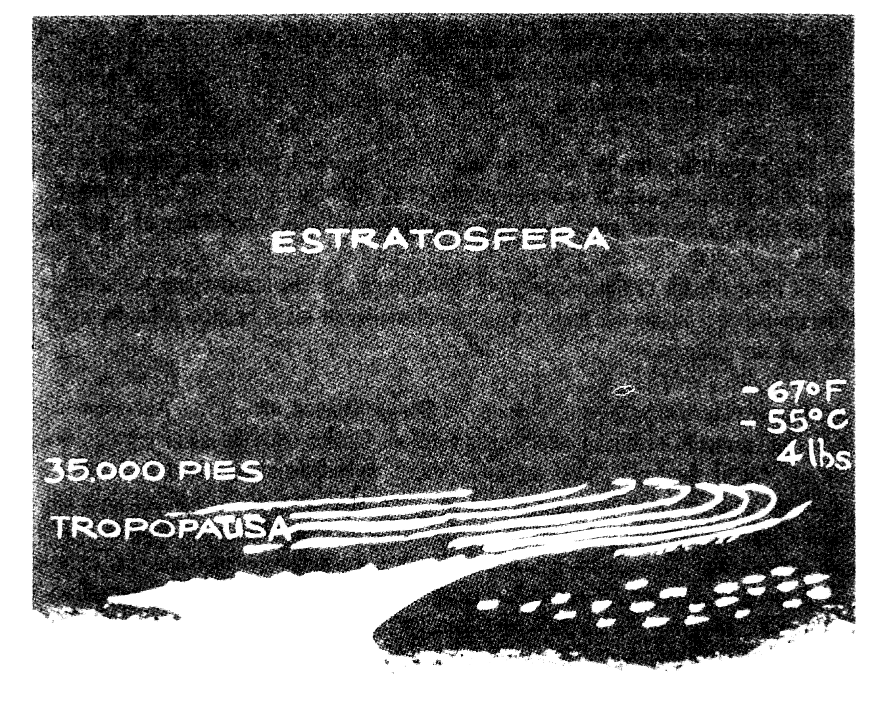
Obviamente, un cuerpo de aire tan profundo como la atmósfera tiene gran peso. Es difícil darse cuenta que la presión normal a nivel del mar sobre un cuerpo es de alrededor de 15 libras por pulgada cuadrada, o alrededor de 20 toneladas como promedio sobre una persona. El cuerpo no se aplasta debido a que esta presión se iguala por una presión igual dentro del cuerpo. De hecho, si la presión se liberara repentinamente, el cuerpo humano estallaría. A medida que se asciende, la temperatura del aire no sólo disminuye (generalmente el punto de congelación en latitudes medias está alrededor de 10.000 pies), sino que el aire es más liviano, por lo tanto hay menos presión. Al principio la presión se reduce rápidamente hasta los 18.000 pies, donde es de solo aproximadamente la mitad de la que existe al nivel del mar.

Oxígeno y el Cuerpo Humano. La atmósfera está compuesta de gases, alrededor de cuatro quintos de nitrógeno y un quinto de oxígeno, con aproximadamente un uno por ciento de varios otros gases. El oxígeno es escencial para la vida. A 18.000 pies con sólo la mitad de la presión atmosférica normal, la aspiración de oxígeno por el cuerpo será solamente la mitad de la cantidad normal. Las reacciones del cuerpo estarán definitivamente bajo lo normal, pudiéndose llegar a la inconsciencia. De hecho, el promedio de las reacciones de las personas se vé afectado a los 10.000 pies.

Para superar estas condiciones desfavorables a gran altura, los pilotos usan equipo de oxígeno y ropa gruesa, a menudo calentada eléctricamente, o vuelan en cabinas cerradas en que la temperatura, presión y oxígeno que contiene el aire, puede mantenerse dentro del rango apropiado.

Significado de la Presión Atmosférica. Anteriormente se mencionó que la presión media ejercida por la atmósfera al nivel del mar, es aproximadamente 15 libras por pulgada cuadrada. Esto quiere decir que una columna de aire de una pulgada cuadrada, que se extiende desde el nivel del mar hasta el tope de la atmósfera, pesará aproximadamente 15 libras. La presión real en un lugar determinado y a una hora determinada, dependerá de varios factores - altitud, temperatura, y la densidad de la columna de aire. Todas estas condiciones afectan definitivamente al vuelo.

Medición de la Presión Atmosférica: ¿Cómo se mide, registra y reporta la presión en una Oficina Meteorológica?. Generalmente se usa un barómetro,



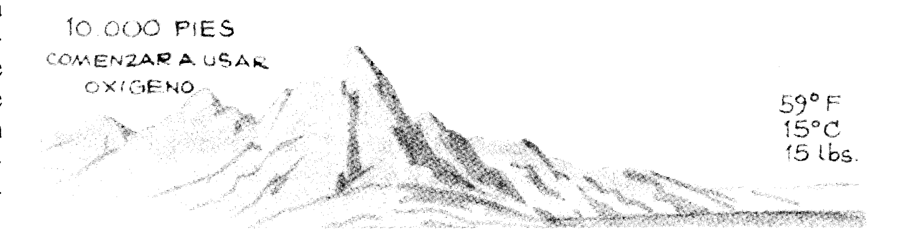


Figura 5-1. La tropósfera y la estratósfera son las capas en que se realizan los vuelos.

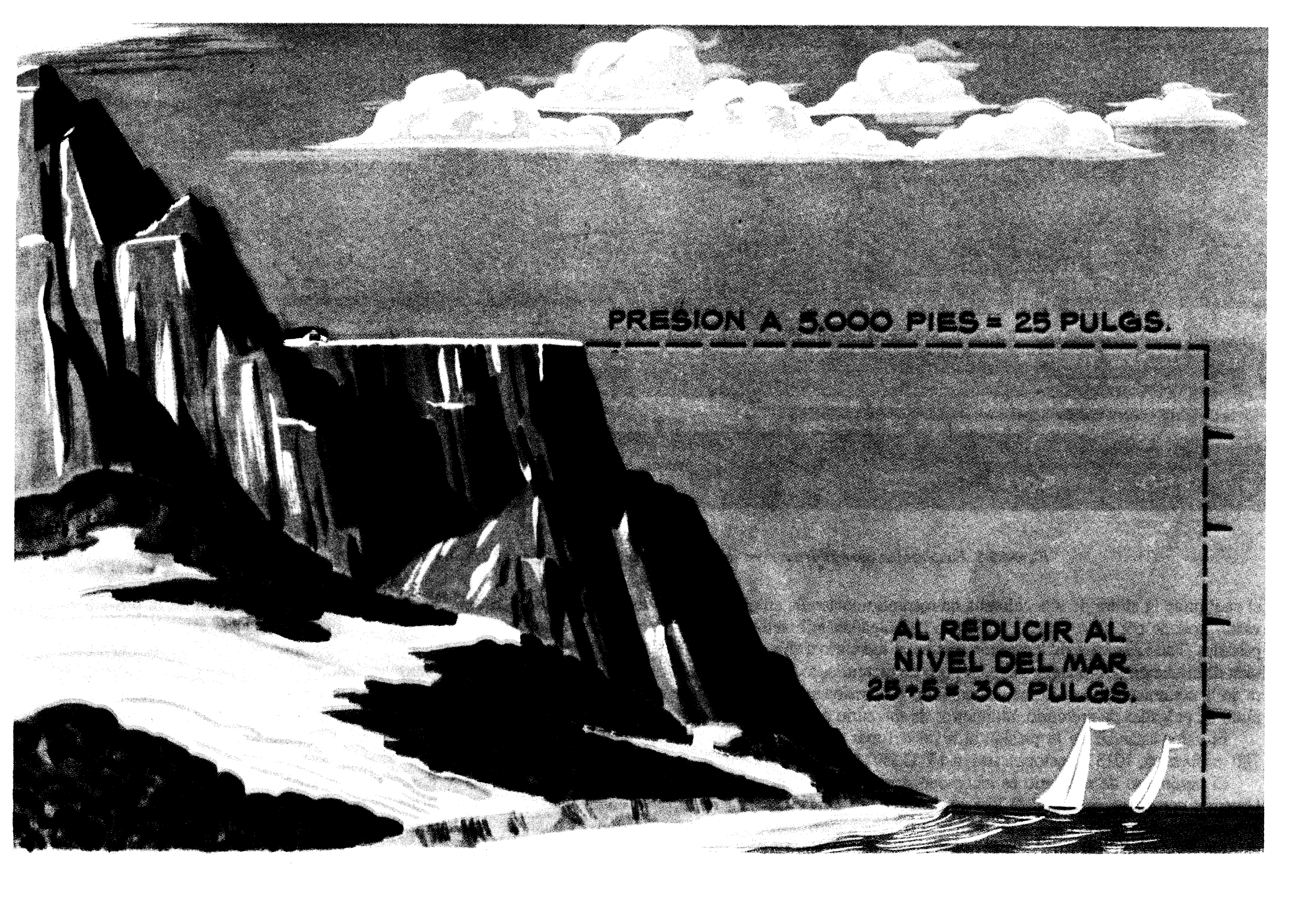


Figura 5-2. La presión barométrica en una estación meteorológica puede ser corregida y expresada como presión a nivel del mar.

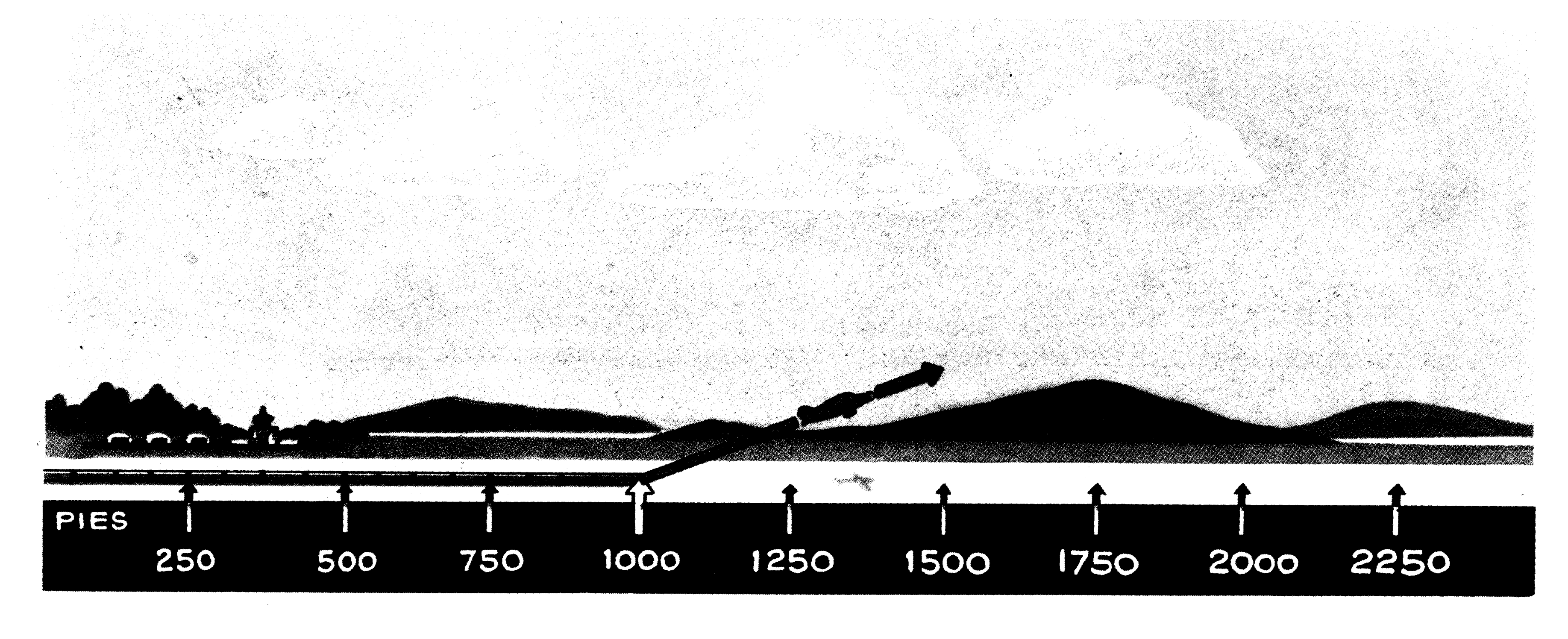


Figura 5-3. La densidad atmosférica a nivel del mar permite un despegue en una distancia relativamente corta.

el cual mide la altura de una columna de mercurio contenida en un tubo de vidrio, sellado por un extremo y calibrado en pulgadas, milímetros o hectopascales. Todo aumento de la presión, fuerza al mercurio a subir en el tubo; toda disminución permite que salga un poco de mercurio, reduciendo la altura de la columna. En esta forma, los cambios de presión se registran en término de pulgadas de mercurio, milímetros de mercurio ó hectopascales.

El valor estandar de la presión al nivel del mar es de 29,92 pulgadas, 760 milímetros, 1013,2 hectopascales, a 15º C (59º F) de temperatura.

El barómetro de mercurio es incómodo para moverlo y difícil de leer. Uno más compacto, más fácil de leer y más móvil es el barómetro aneroide, aunque no tan preciso como el de mercurio. El barómetro aneroide es una cápsula parcialmente al vacío, sensible a cambios de presión. La cápsula está unida a un indicador que se mueve a través de una escala graduada en las unidades de presión.

Si todas las estaciones meteorológicas estuvieran a nivel del mar, las lecturas barométricas darían un registro de la distribución de la presión atmosférica a un nivel de referencia común. Para alcanzar este nivel, cada estación traduce la lectura de su barómetro a términos de presión a nivel del mar. Un cambio medio de 1.000 pies de elevación, provoca un cambio de alrededor de una pulgada en la lectura del barómetro. De esta forma, si una estación ubicada a 5.000 pies sobre el nivel del mar tiene el mercurio a 25 pulgadas de altura en el tubo barométrico, se traducirá e informará esta lectura como 30 pulgadas (Fig.5-2).

Puesto que la razón de descenso de la presión atmosférica, si no se considera el efecto de la temperatura, es practicamente constante en las capas inferiores de la atmósfera, la altitud aproximada puede determinarse conociendo la diferencia de presión entre el nivel del mar y la presión en el punto de referencia. De hecho, el altímetro de la aeronave es un barómetro aneroide, con su escala en unidades de altitud, en vez de presión.

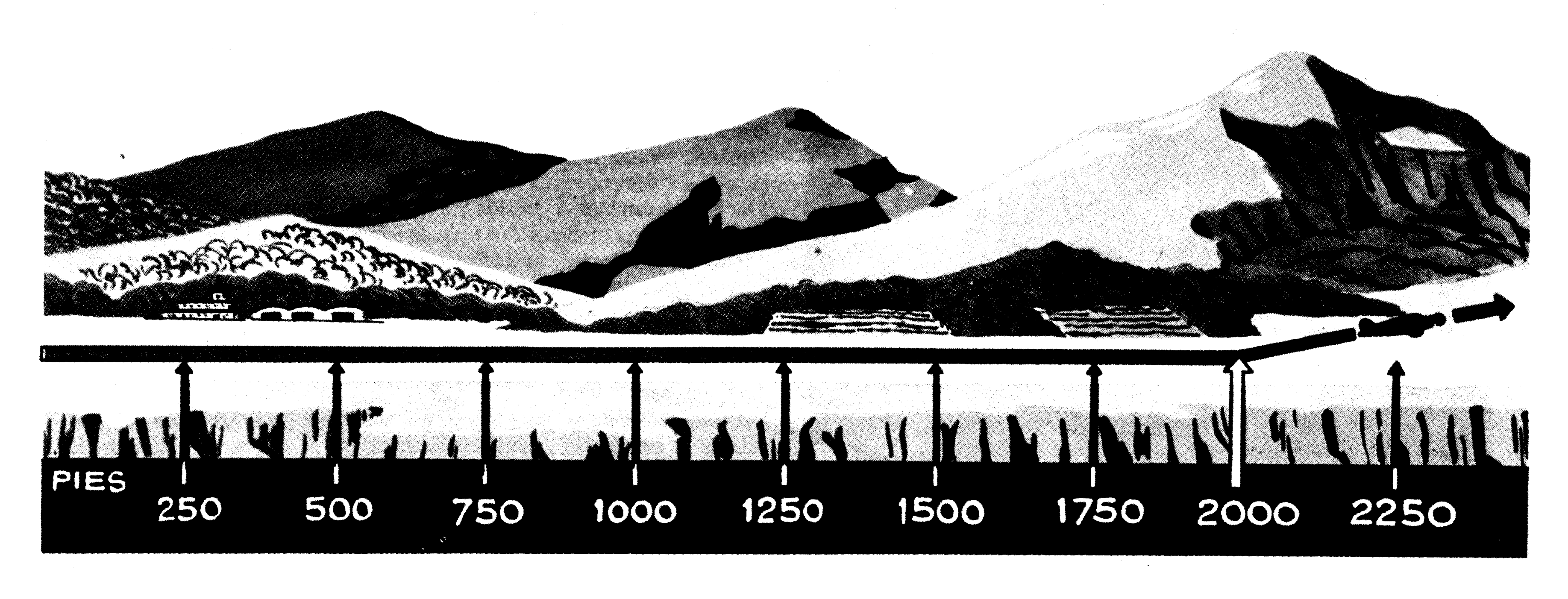


Figura 5-4. La distancia necesaria para el despegue aumenta con la altura.

Efecto de la Altitud en la Presión Atmosférica. Se puede concluir que la presión atmosférica disminuye a medida que aumenta la altitud. También se puede establecer que la presión en un punto dado, es una medida del peso de la columna de aire sobre ese punto. Cuando aumenta la altitud, disminuye la presión a medida que el peso de columna de aire se reduce. Esta disminución en la presión (aumento en altitud de densidad), tiene un pronunciado efecto en vuelo.

Efecto de la Altitud en el Vuelo. Como se discutió anteriormente en este manual, el síntoma más notorio de la disminución de la presión (aumento en la altitud de densidad) debido a un aumento de la altitud, se hace evidente en los despegues, razones de ascenso y aterrizajes. Un avión que requiere una carrera de despegue de 1.000 pies en un aeródromo al nivel del mar, requerirá una carrera de casi el doble para despegar en un aeródromo situado aproximadamente a 5.000 pies sobre el nivel del mar.

El propósito de la carrera de despegue es ganar la suficiente velocidad aérea para obtener sustentación a causa del paso del aire sobre las alas. Si el aire es menos denso, se necesitará una mayor velocidad terrestre para obtener la misma velocidad aérea y la sustentación necesaria para el despegue y por ello, aumenta la distancia necesaria para obtenerla (mayor carrera en tierra). También es cierto que el motor es menos efectivo en aire menos denso, y asimismo, la tracción de la hélice disminuye. La razón de ascenso, consecuentemente es mucho más baja en un aeródromo a 5.000 pies, requiriéndose una mayor distancia para ganar la altitud necesaria para sobrevolar un obstáculo. En el aterrizaje, la aeronave tiene una velocidad terrestre mayor, en el momento que toca el suelo. (Fig.5-3 y 5-4).

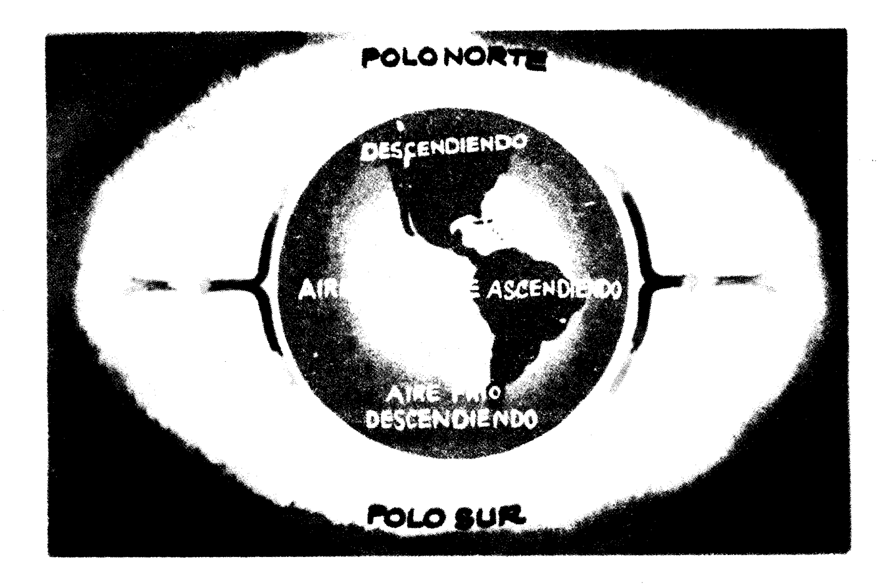


Figura 5-5. El calor en el Ecuador provocaría que el aire circule en forma uniforme, como se puede observar en el dibujo, si la tierra no rotara.

Efectos de las Diferencias de Densidad del Aire. Las diferencias en la densidad del aire causadas por cambios de temperatura, provoca cambios en la presión. Estos, a su vez, crean el movimiento en la atmósfera, tanto vertical como horizontalmente (corrientes y vientos). Esta acción, cuando se mezcla con la humedad, puede producir nubes y precipitación, y de hecho, todos éstos son los fenómenos llamados "tiempo atmósferico".

Presión Registrada en "Hectopascales". La lectura del barómetro de mercurio en las estaciones meteorológicas, se reduce a la presión equivalente al nivel del mar. Una pulgada de mercurio equivale a 33,865 hectopascales , por lo tanto, la presión normal atmosférica a nivel del mar (29,92) expresada en hectopascales es de 1.013,24. Los rangos normales de lectura de presiones a nivel del mar van desde 950,0 hasta 1.040,0 hectopascales. Por economía de espacio, la anotación en algunos informes sinópticos se resume, omitiendo el 9 o 10 inicial y el punto décimal. En el informe meteorológico de cada hora, un número que comience con 5 o más alto presupone un inicio de "9", mientras que un número que comience con 4 o más bajo presupone un inicio de "10". Por ejemplo: 653 = 965,3 ; 346 = 1034,6 ; 999 = 999,9 ; 001 = 1.000,1 ; etc.

Individualmente, estas lecturas de presión no son de gran valor al piloto, pero cuando las presiones en diferentes estaciones se comparan, o cuando las presiones en las mismas estaciones muestran cambios en las lecturas sucesivas, es posible determinar muchos síntomas que indican la tendencia de las condiciones meteorológicas. En general, un descenso marcado indica la aproximación del mal tiempo y un ascenso marcado indica la tendencia a mejoría del tiempo.

Viento. Los cambios de presión y temperatura que se discutieron en los párrafos anteriores producen dos tipos de movimientos en la atmósfera -movimiento vertical de corrientes ascendentes y descendentes y flujos horizontales conocidos como "vientos". Ambos movimientos son de mucho interés para el piloto, ya que afectan el vuelo de la aeronave durante el aterrizaje, despegue, ascenso y vuelo crucero. Este movimiento también trae cambios en el tiempo, los que pueden hacer la diferencia entre un vuelo sin dificultades o uno desastroso.

Las condiciones de viento y tiempo que suceden a gran escala son el resultado de la circulación general en la atmósfera, la cual se discutirá en las páginas siguientes.

La atmósfera tiende a mantener una presión constante sobre la tierra, lo mismo que el océano tiende a mantener un nivel constante. Cada vez que el equilibrio se destruye, el aire comienza a soplar de áreas de mayor presión hacia las áreas de menor presión.

Causas de la Circulación Atmosférica. Un factor que altera el equilibrio normal de la atmósfera es el calentamiento desuniforme de la tierra. En el Ecuador la tierra recibe mayor cantidad de calor que en las áreas situadas al Norte o al Sur. Este calor se transfiere a la atmósfera, calentando el aire y haciéndolo expandirse y llegar a tener menos densidad. El aire más frío del Norte y Sur, el cual es más denso, se mueve hacia el Ecuador forzando el aire menos denso hacia arriba.

El aire ecuatorial que se calienta y se hace menos denso, es forzado a subir, estableciéndose de esta forma una circulación constante que podría consistir en dos trayectorias circulares: el aire ascendiendo en el Ecuador, viajando en la alta atmósfera hacia los Polos donde desciende y continúa sobre la superficie de la tierra hacia el Ecuador, como lo indica la figura 5-5.

Sin embargo, este patrón teórico de circulación general simplificada se ve grandemente modificado por muchas fuerzas, siendo la rotación de la tierra una de las más importantes. En el hemisferio Norte esta rotación obliga al aire a moverse a la derecha de su trayectoria normal. En el hemisferio Sur el aire se mueve a la izquierda de su trayectoria normal. En nuestro caso, centraremos la discusión en el hemisferio Sur (Fig.5-6).

A medida que el aire asciende y se mueve desde el Ecuador hacia el Sur,

es deflectado hacia el Este y cuando ha recorrido un tercio de la distancia, ya no se mueve hacia el Sur, sino que en dirección Este. Esto hace que el aire se acumule en un cinturón aproximadamente en la latitud 30° S., creando un área de alta presión. Parte de este aire es forzado hacia abajo, hacia la superficie de la tierra, donde una parte se desplaza hacia el Norte, regresando al Ecuador, y otra hacia el Sur, sobre la superficie de la tierra.

El resto del aire, en la alta atmósfera, continúa su viaje hacia el Sur, enfriándose en la ruta, y finalmente desciende cerca del Polo, desde donde inicia su regreso al Ecuador. Antes de que haya avanzado demasiado hacia el Norte, entra en conflicto con el aire de superficie, más caliente, que se mueve hacia el Sur desde la latitud 30° S.. El aire más caliente se desplaza sobre la cuña de aire más frío y continúa hacia el Sur produciendo una acumulación de aire en las latitudes altas.

Otras complicaciones en la circulación general del aire son acarreadas por: la distribución irregular de los océanos y continentes, la efectividad relativa de diferentes superficies en la transferencia de calor a la atmósfera, la variación diaria de la temperatura, los cambios estacionales, y muchos otros factores.

Se desarrollan regiones de bajas presiones, llamadas "**Bajas**", en áreas donde el aire está en contacto con tierra o agua que son más caliente que las áreas circundantes. En la India, por ejemplo, se forma una baja sobre la tierra caliente durante los meses de verano, pero se mueve al océano más temperado cuando la tierra se enfría en invierno. Las bajas de ese tipo son semi permanentes y, a pesar de ello, son menos significativas para los pilotos que los "ciclones migratorios" o "depresiones ciclónicas" que se forman cuando se encuentran dos masas de aire de distintas características. Estas bajas serán discutidas en mayor detalle en la sección "Oclusiones".

Patrones de Viento. Ahora se analizarán las trayectorias del viento asociadas con áreas de altas y bajas presiones. Como se dijo anteriormente, el aire fluye desde un área de alta presión a un área de baja presión. En el Hemisferio Sur, durante este movimiento, el aire es deflectado hacia la izquierda. Por lo tanto, el aire que se mueve saliendo de una alta, fluye en un espiral que gira en el sentido contrario a los punteros del reloj y el aire que se mueve hacia un área de baja presión, fluye en el sentido a los punteros del reloj.

Otro aspecto importante es que el aire que sale de un área de presión alta es reemplazado por aire que viene desde arriba, por lo tanto las altas son áreas de aire descendente. Al descender, el aire favorece la disipación de la nubosidad; de aquí la asociación de presión alta con signos de buen tiempo. Por razones similares, cuando el aire converge a un área de presión baja, no puede salirse contra el gradiente de presión, ni tampoco puede descender bajo la superficie de la tierra; debe ir hacia arriba. El ascenso del aire es favorable para la formación de nubosidad y precipitaciones y se produce la asociación general de baja presión con signos de mal tiempo.

Un conocimiento de estos patrones, frecuentemente habilita a un piloto para planear un curso y aprovechar los vientos favorables, particularmente durante los vuelos largos. Al volar del Este al Weste, por ejemplo, el piloto encontraría al menos a niveles bajos, vientos favorables al Norte de una alta, o al Sur de una baja (Fig.5-7 y 5-8). También proporciona al piloto una idea general del tipo de clima de esperar, relacionado con las "altas" y "bajas".

Se ha discutido en líneas generales la teoría de la circulación general en la atmósfera, y los patrones de viento formados dentro de las áreas de presión alta y baja. Estos conceptos explican los movimientos, a gran escala, del viento, pero no toman en cuenta los efectos de las condiciones locales que frecuentemente causan modificaciones drásticas en la dirección y velocidad del viento, cerca de la superficie de la tierra.

Corrientes Convectivas. Hay ciertos tipos de superficie que son más efectivas que otras en calentar el aire que se encuentra directamente sobre ellas. Los terrenos arados, arena, rocas y tierras áridas desprenden una gran cantidad de calor, mientras que el agua y la vegetación tienden a absorber y retener el calor. El calentamiento disparejo del aire produce circulaciones locales llamadas "Corrientes de Convección", las cuales son similares a la circulación general, descrita con anterioridad.

Esto se hace particularmente notorio sobre la tierra junto a una masa de agua. Durante el día el aire sobre la tierra se calienta y se hace menos denso; el aire más frío, que se encuentra sobre el agua se desplaza para reemplazarlo, formando un viento que se denomina "brisa del mar". En la noche, la tierra se enfría y el agua se mantiene relativamente más caliente. El aire frío sobre la tierra, siendo más pesado, se mueve sobre el agua, soplando "fuera de la playa", o en otras palabras se produce la brisa de tierra elevando el aire más caliente e invirtiendo la circulación (Figs. 5-9 y 5-10).

Las corrientes convectivas son las causantes de las aceleraciones verticales o turbulencias que experimentan los pilotos cuando vuelan a bajas altitudes en días calurosos. En vuelos a bajas alturas y sobre superficies de distinta naturalezas, el piloto encontrará ráfagas ascendentes sobre pavimentos o terrenos áridos y ráfagas descendentes sobre terrenos con vegetación o sobre el agua. Normalmente esto puede evitarse volando a altitudes mayores. Cuando grandes corrientes convectivas forman nubes del tipo cumuliforme, invariablemente se encontrará aire sin aceleraciones verticales sobre el nivel de las nubes (Fig. 5-11).

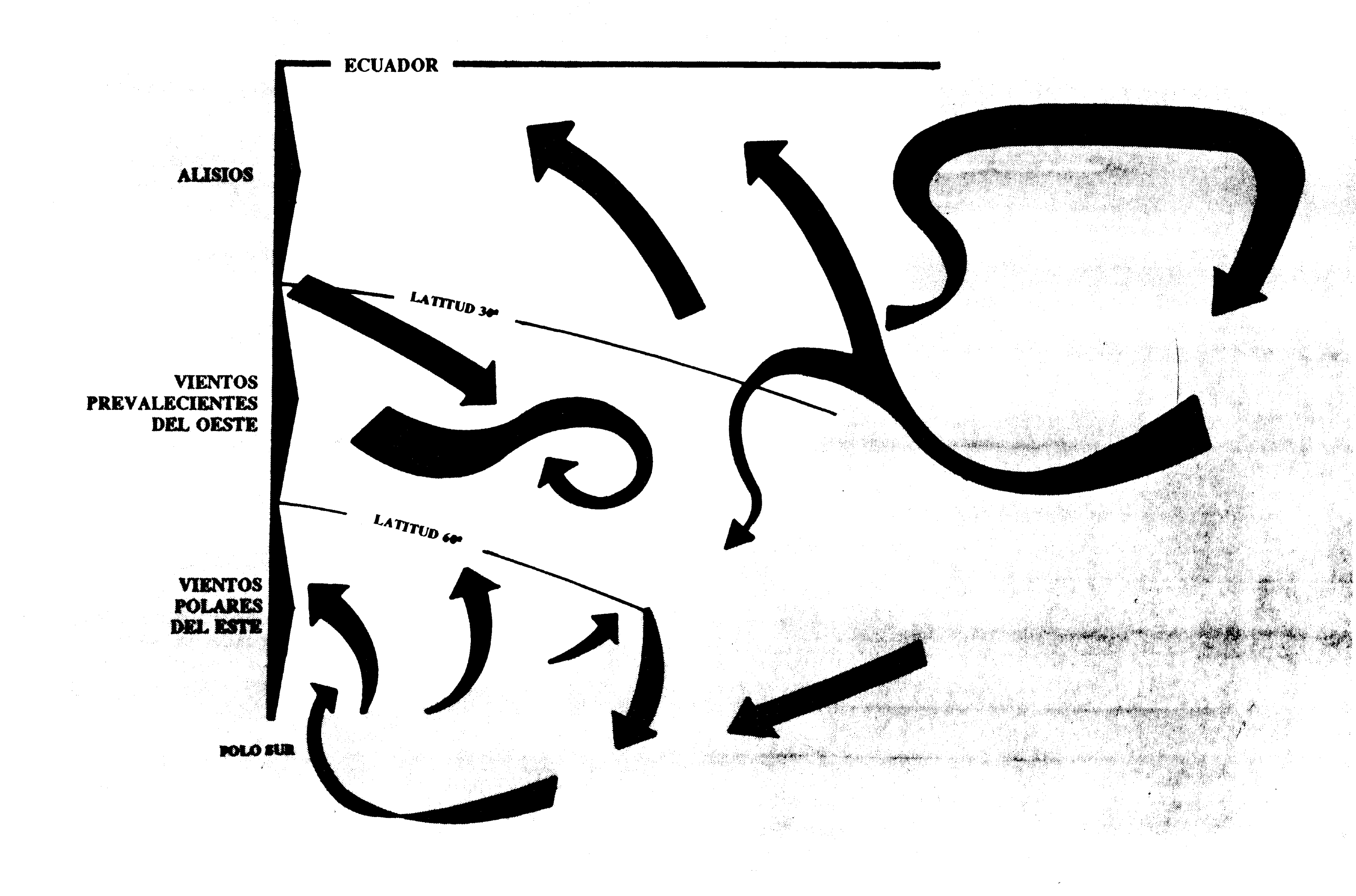


Figura 5-6. Principales corrientes de aire en el Hemisferio Sur.

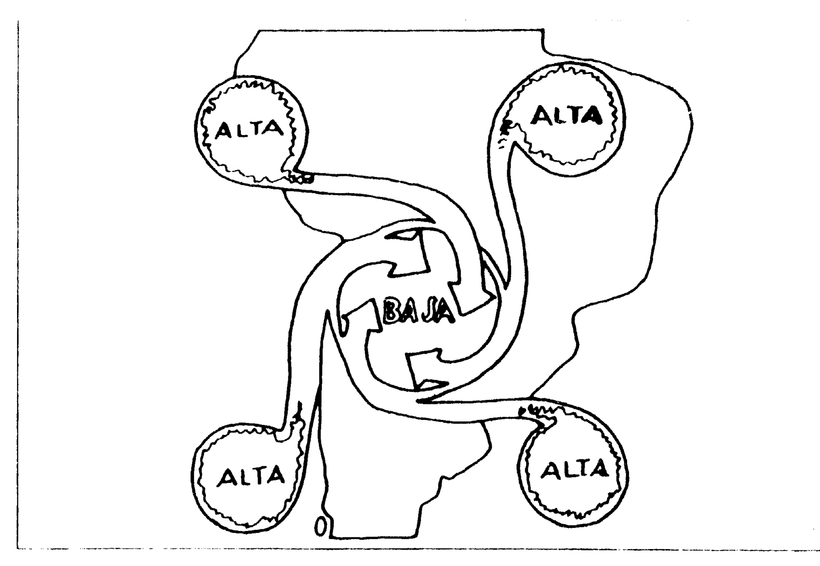


Figura 5-7. Circulación del viento en un área de baja presión. (H.S.).

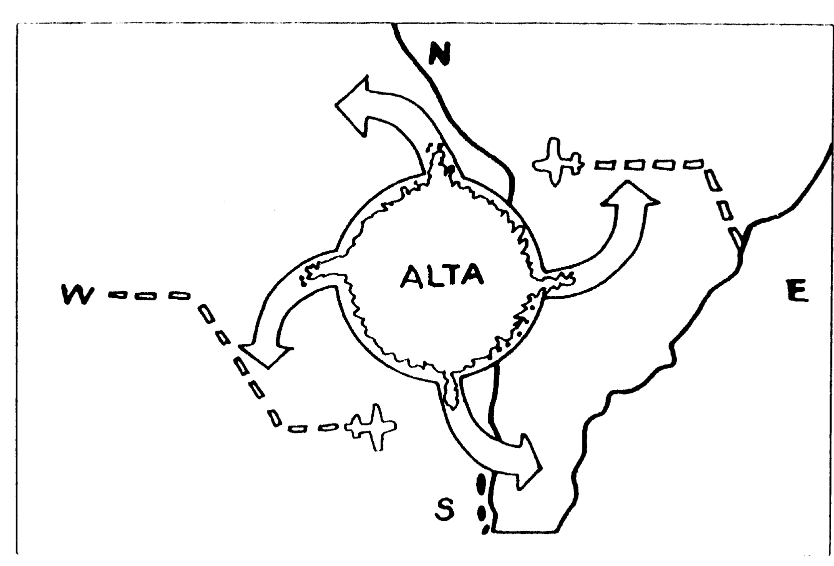


Figura 5-8. Uso de vientos favorables en vuelo.

Las corrientes convectivas también provocan dificultades al aterrizar, ya que afectan la razón de descenso. Por ejemplo, un piloto que hace un planeo constante, frecuentemente tiende a aterrizar corto o pasar rapidamente por encima del punto que se intenta aterrizar, dependiendo de la presencia y severidad de las corrientes de convección (Figs. 5-12 y 5-13).

Sin embargo, los efectos de la convección local son menos peligrosos que la turbulencia provocada cuando el viento es forzado a fluir alrededor o sobre obstáculos. La única manera que el piloto evite este peligro invisible, es estar atento y saber donde esperar condiciones inusuales.

Efecto de las Obstrucciones con respecto al Viento: Cuando el viento sopla sobre una obstrucción se desarrollan pequeños torbellinos-corrientes arremolinadas - que tienen cambios bruscos de velocidad y dirección- cuyos efectos pueden prolongarse a alguna distancia de la obstrucción; un piloto que vuela a través de este tipo de turbulencia debe anticipar el hecho que encontrará movimientos ascendentes y descendentes y vuelo inestable. La turbulencia y su intensidad, la cual depende, lógicamente, del tamaño de la obstrucción y de la velocidad del viento, puede llegar a presentar un serio peligro durante los despegues y aterrizajes. Por ejemplo, durante los aterrizajes puede causar la "caída " del avión (pérdida de velocidad); durante el despegue puede significar la imposibilidad de que el avión pueda ganar la suficiente altura para sobrevolar los obstáculos bajo su trayectoria de ascenso. Todo despegue o aterrizaje que se efectúe en condiciones de viento arrachado, debe efectuarse a velocidades mayores, para mantener el control adecuado durante el período de disminución de velocidad de la racha. (Fig. 5-14).

Esta condición es más notoria cuando involucra obstrucciones mayores, como ser acantilados o montañas. Como lo indica la figura 5-15, el viento que sopla en la cara ascendente del lado de barlovento es relativamente parejo, y su corriente ascendente ayuda al avión a sobrevolar la cima de la montaña. El viento, en el lado de sotavento, siguiendo el contorno del terreno, fluye definitivamente hacia abajo, con mucha turbulencia y tiende a forzar al avión contra la ladera de la montaña. Mientras más fuerte es el viento, mayor es la presión hacia abajo, y mayor es la turbulencia.

En consecuencia, al aproximarse a un a colina o a una montaña por el lado de sotavento, el piloto debe ganar altura con suficiente antelación. A causa de estas corrientes descendentes, es recomendable que las crestas y cimas sean sobrevoladas por lo menos a 2.000 pies sobre ellas. Si hay alguna duda, el piloto deberá regresar y ganar mayor altura.

Entre colinas y montañas, donde existe un cañadón o un valle estrecho, el viento generalmente se desviará de su curso normal y fluirá a través del paso con un aumento de su velocidad y de la turbulencia. Todo piloto que



Figura 5-9. Corrientes convectivas de aire durante el día.

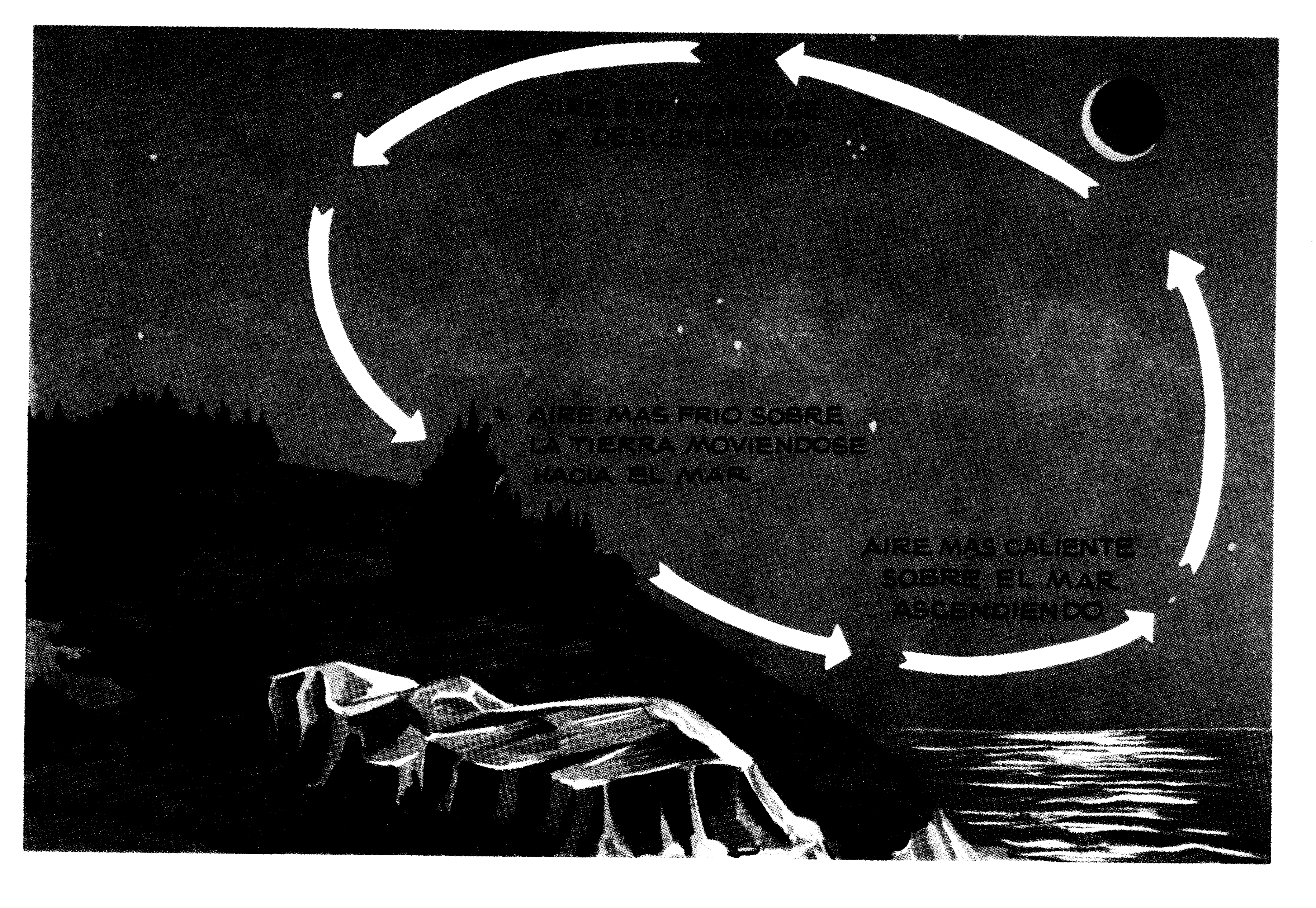


Figura 5-10. Corrientes convectivas de aire durante la noche.

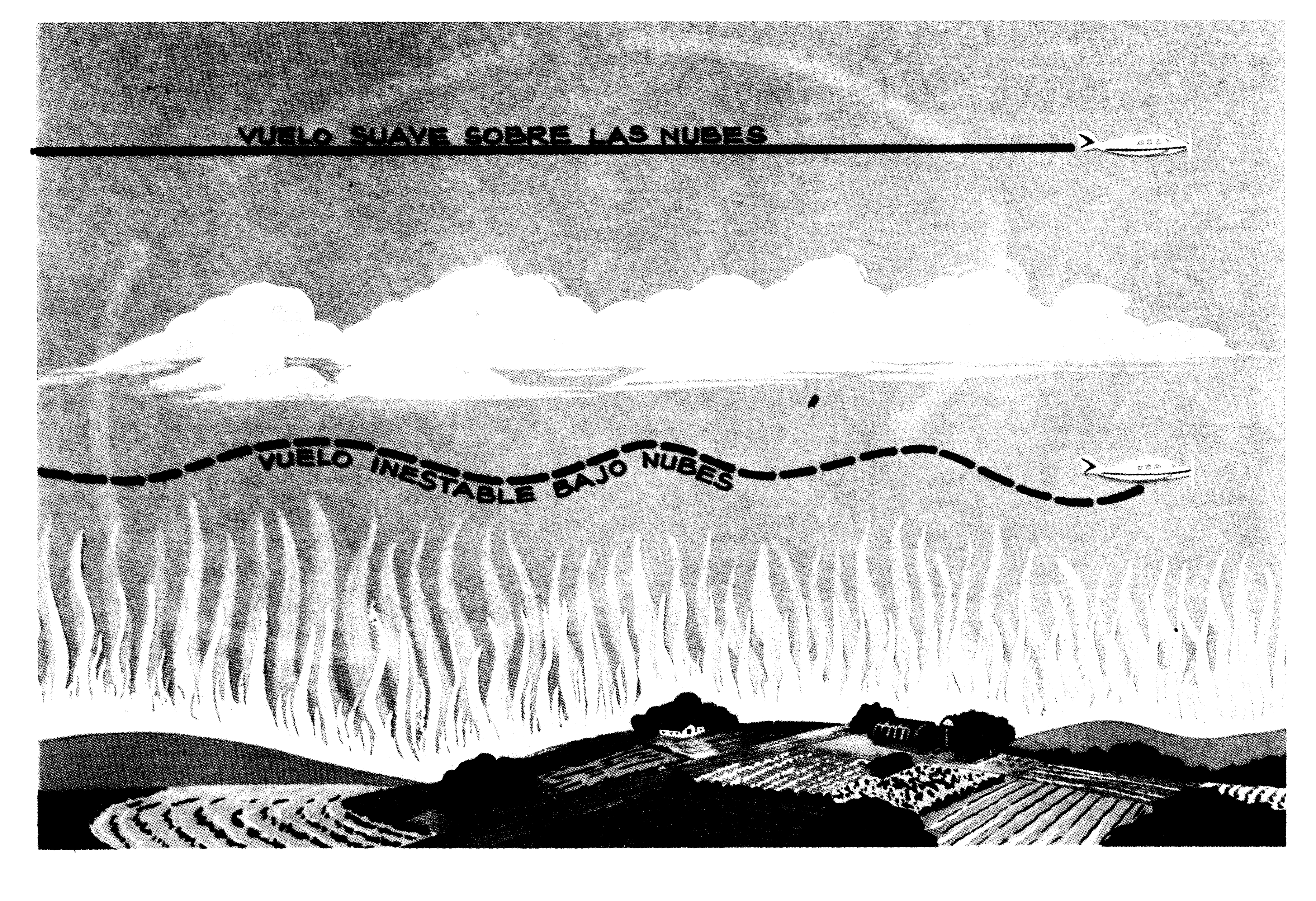


Figura 5-11. Evitando la turbulencia causada por corrientes convectivas volando sobre el nivel de las nubes.

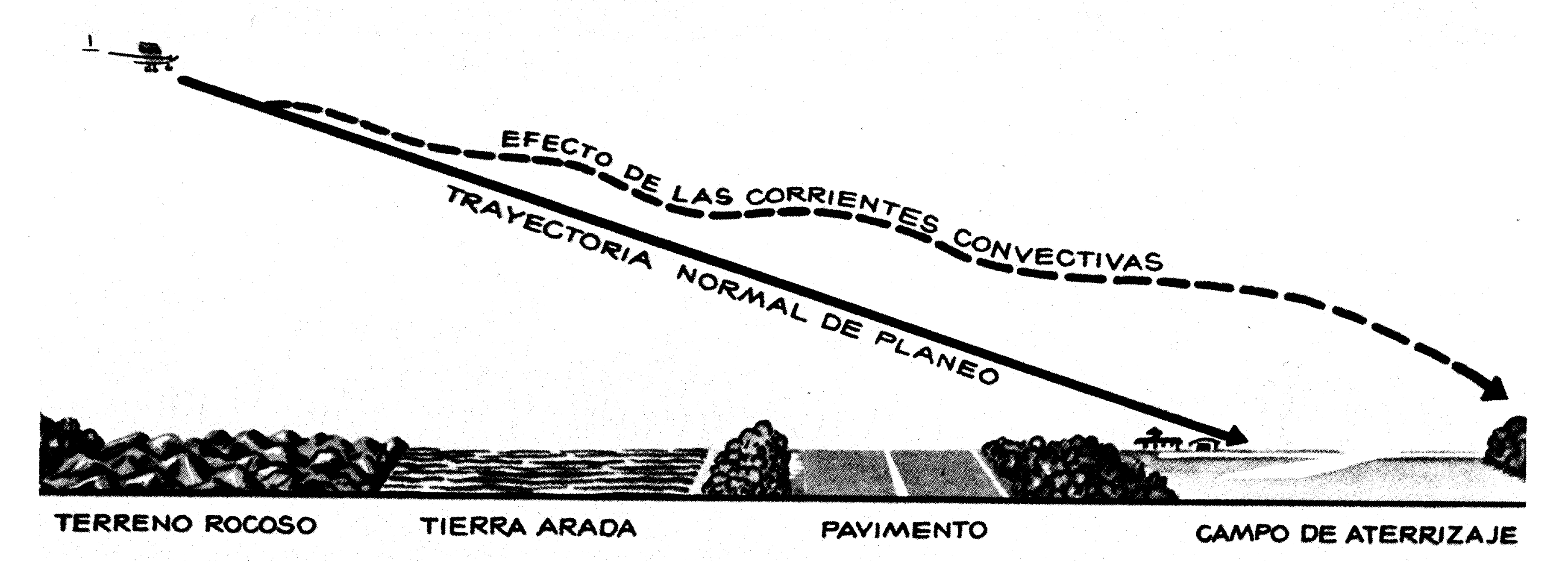


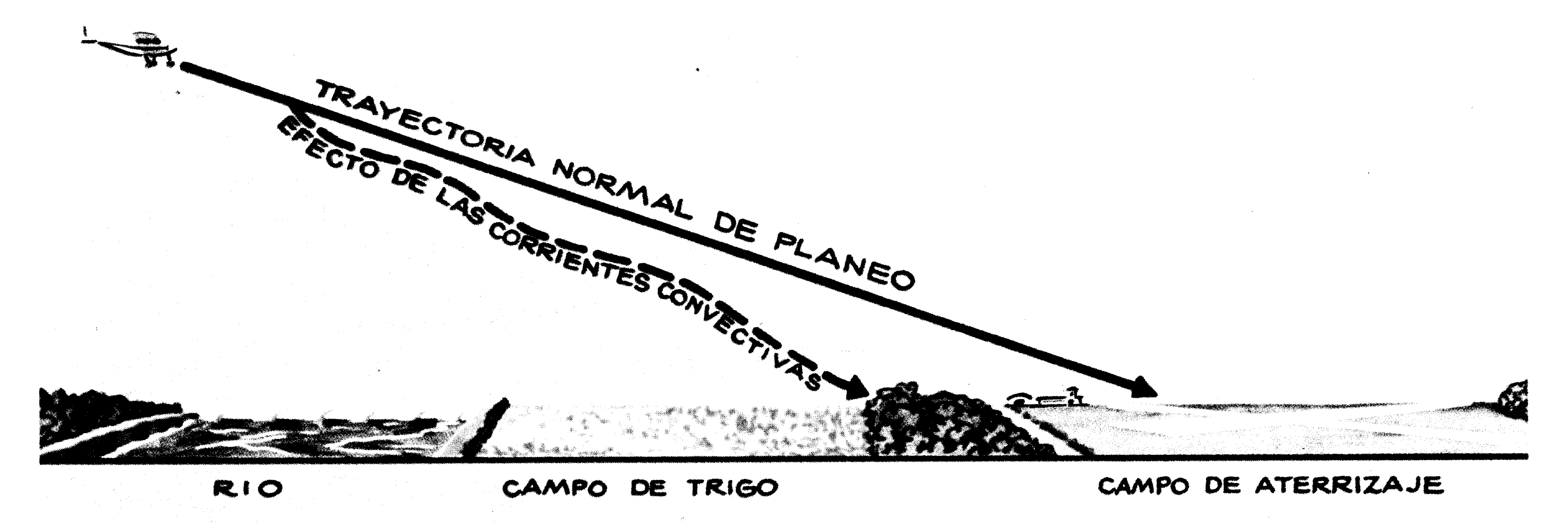
Figura 5-12. Superficies diversas afectan la trayectoria normal de planeo. Algunas superfecies crean corrientes ascendentes que tienden hacer que el piloto sobrepase la cancha.

vuele sobre ese tipo de terreno necesita estar alerta con los cambios de dirección del viento y ráfagas de aire, especialmente si es que está efectuando un aterrizaje.

Cizalladura de Viento en Niveles Bajos. La cizalladura o cortante de viento se describe mejor como un cambio en la dirección y/o velocidad del viento dentro de una distancia muy corta en la atmósfera. Bajo ciertas condiciones, la atmósfera es capaz de producir algunas cizalladuras peligrosas muy cerca de la tierra, por ejemplo, se ha observado cambios de dirección del viento de 180º y cambios de velocidad de 50 nudos o más dentro de los 200 pies desde la tierra. Sin embargo, esto no es algo que se encuentre todos los días. De hecho, no es común, lo que hace que sea más que un problema. Se ha pensado que el viento no puede afectar una aeronave, una vez que esté en vuelo, excepto por la velocidad terrestre y deriva. Esto sucede con los vientos estables o vientos que cambian gradualmente. Sin embargo, esto no sucede si el viento cambia más rápido de lo que se puede acelerar o desacelerar la masa de la aeronave.

Los fenómenos meteorológicos más prominentes que provocan los problemas de la cizalladura de viento en niveles bajos, son las tormentas y ciertos sistemas frontales en o cerca de un aeródromo.

Básicamente, hay dos situaciones de cizalladura de viento que son potencialmente peligrosas. La primera, es un viento de cola que puede cambiar a calma o componente de frente. En este caso, inicialmente la velocidad del aire aumenta, la aeronave cabecea hacia arriba y aumenta la altura. La segunda es un viento de frente que puede cambiar a calma o a componente de cola. En esta situación, inicialmente la velocidad del aire disminuye, la aeronave cabecea hacia abajo y disminuye la altura. La velocidad de la aeronave, las características aerodinámicas, razón de peso/potencia, tiempo de respues-



Fiura 5-13. Algunas superficies crean corrientes descendentes que tienden hacer que el piloto quede corto en su aproximación.

ta del motor, y las reacciones del piloto entre otros factores, tienen relación en los efectos de la cizalladura. Sin embargo, es importante recordar que la cizalladura puede causar problemas a CUALQUIER aeronave y CUALQUIER piloto.

Existen dos condiciones atmosféricas principales que causan cizalladura de viento a nivel bajo, que son las tormentas y los frentes.

Los vientos en una tormenta son complejos. La cizalladura de viento se puede encontrar en todos los lados de una célula. La línea de cambio del viento o frente de la ráfaga asociada con tormenta, puede preceder la tormenta en hasta 15 millas náuticas. Consecuentemente, si una tormenta está cerca del aeródromo donde se intenta despegar o aterrizar, pueden existir los peligros de cizalladura de viento a bajo nivel.

Mientras la dirección de los vientos bajo y sobre un frente pueden determinarse con precisión, los procedimientos existentes actualmente no entregan medidas precisas de la altura del frente sobre el aeródromo. A continuación aparece un método para determinar la altura aproximada del frente, considerando que la cizalladura de viento es más crítica cuando ocurre cerca de la superficie.

(1) Un cizalladura de viento con frente frío sucede inmediatamente después que el frente pasa el aeródromo y por corto tiempo. Si el frente se mueve a 30 nudos o más, la superficie frontal en altura generalmente estará a 5.000 pies sobre el aeródromo, alrededor de 3 horas después del paso frontal.

(2) Con un frente caliente, el período más crítico es antes de que el frente pase por el aeródromo. Puede existir cizalladura bajo los 5.000 pies por aproximadamente 6 horas; el problema cesa después que el frente pasa el aeródromo. Los datos acumulados sobre cizalladura de viento, indican que la cantidad de cizalladura en los frentes cálidos es mucho más grande que en

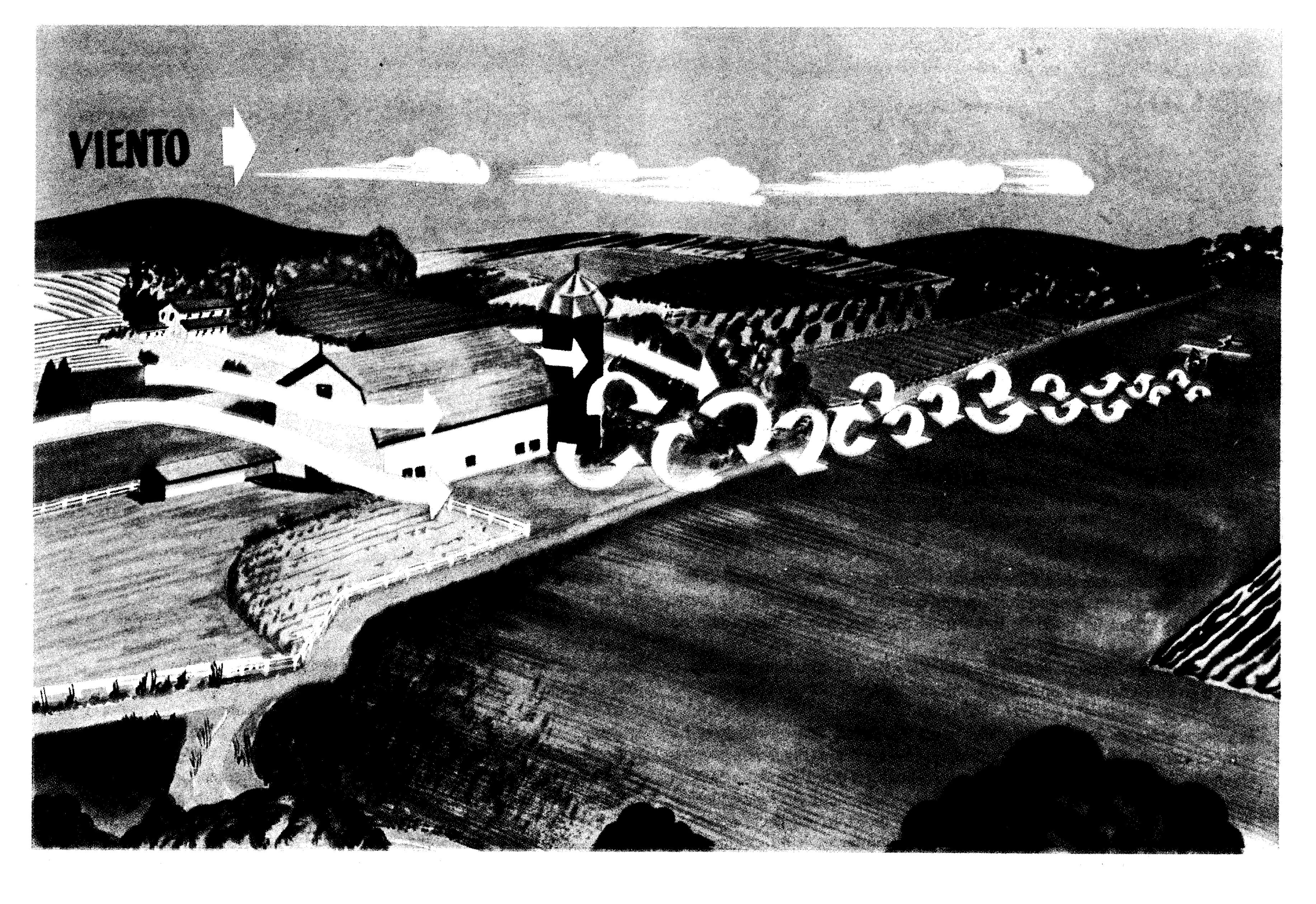


Figura 5-14. Turbulencia causada por obstrucción.

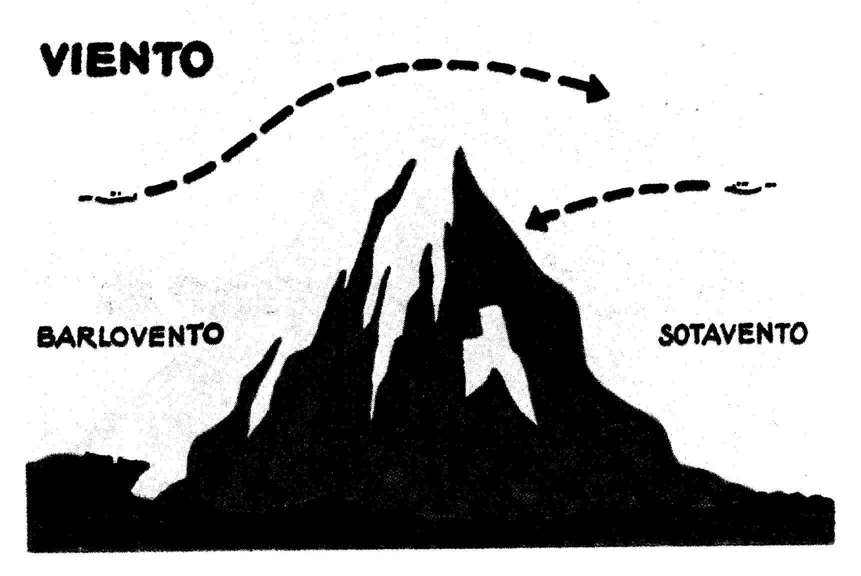


Figura 5-15. Aeroplanos que se aproximan a una montaña desde barlovento son ayudados por las corrientes ascendentes. Los que se aproximan desde sotavento encuentran corrientes descendentes.

los frentes fríos.

(3) En condiciones de cizalladura de viento puede o no puede existir turbulencia. Si el viento de superficie que se encuentra bajo el frente, es fuerte y arrachado, habrá un poco de turbulencia asociada con la cizalladura de viento.

El piloto deberá estar alerta a las posibilidades de cizalladura de viento a nivel bajo en cualquier momento que existan las condiciones anteriores.

Representación de la Presión y Viento en las Cartas Meteorológicas. La parte extractada de una carta meteorológica de superficie (Fig.5-16), proporciona información de los vientos en la superficie. La dirección del viento en cada estación se representa por una flecha. La punta de la flecha está representada por el círculo de la estación y apunta en dirección hacia donde el viento está soplando. A los vientos se les da el nombre de la dirección desde donde soplan; un viento Norweste sopla desde el Norweste.

La fuerza del viento se muestra con "plumas o barras" y "banderas", ubicadas al final de la flecha. La velocidad se indica por el número de media

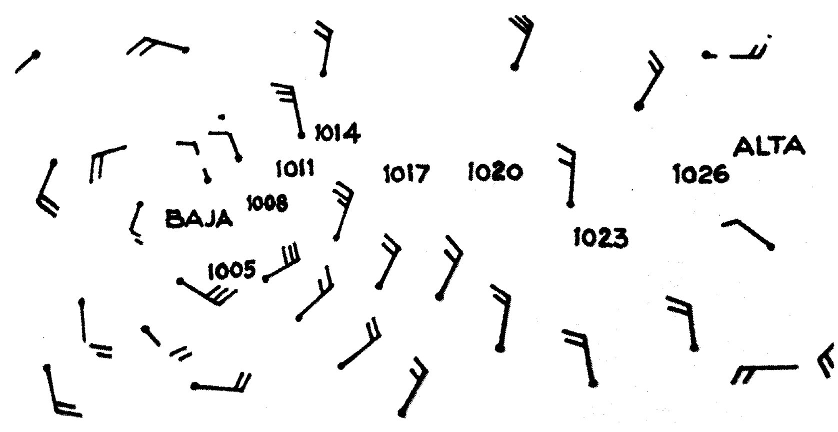


Figura 5-16. La dirección e intensidad del viento se muestran en las cartas meteorológicas por flechas y barras respectivamente.

barra, barras completas o banderas. Cada media barra representa aproximadamente 5 nudos, cada barra completa indica aproximadamente 10 nudos y cada bandera 50 nudos. De esta forma, dos y media barras indican una velocidad del viento de aproximadamente 25 nudos; una bandera y dos barras y media indican una velocidad del viento de aproximadamente 75 nudos, etc.. De esta forma el piloto puede darse cuenta con un rápido vistazo de las condiciones de viento que prevalecen en cualquier estación meteorológica.

Los pilotos pueden obtener esta información y pronósticos de vientos que se esperan en todas las estaciones de información meteorológica.

La presión en cada estación se registra en la carta meteorológica y las líneas (isobaras) están dibujadas, para conectar puntos de presiones iguales. Muchas de las líneas hacen círculos completos para rodear las áreas de presión marcadas con A (alta) o B (baja).

Las isobaras son muy similares a las líneas de contorno que aparecen en las cartas aeronáuticas. Sin embargo, en vez de indicar la altitud del terreno y la pendiente de la ladera, las isobaras indican la cantidad de presión y pendiente de la gradiente de presión. Si la gradiente (pendiente) es marcada, las isobaras estarán muy cerca y el viento será más fuerte. Si la gradiente es gradual, las isobaras estarán más apartadas y el viento será suave (Fig. 5-17).

Las isóbaras proporcionan información valiosa sobre el viento en los primeros miles de pie sobre la superficie. Cerca de la tierra, la dirección del viento es modificada por el relieve del terreno sobre el que fluye, y la velocidad del viento es reducida por el roce con la superficie. Sin embargo, a nive-

les de 2.000 a 3.000 pies sobre la superficie, la velocidad del viento es mayor y su dirección generalmente es paralela a las isobaras.

De esta forma, mientras las flechas del viento en la carta meteorológica indican los vientos cerca de la superficie, las isobaras indican los vientos a niveles ligeramente más altos (Fig. 5-16).

Al no contar con una información específica de la condición de los vientos en altura, el piloto puede hacer una estimación bastante razonable sobre las condiciones existentes a pocos miles de pies sobre la superficie a base de los vientos ploteados en la carta. Generalmente encontrará que el viento a una altitud de 2.000 pies sobre la superficie se desplazará 45º a la izquierda y duplicará su velocidad. Así, un viento Norte de 20 nudos en el aeródromo indicará que a los 2.000 pies será del Nor-Weste y de 40 nudos de intensidad.

Humedad y Temperatura. La atmósfera siempre contiene una cierta cantidad de materias extrañas , -humo, polvo, partículas de sal y particularmente humedad en forma de vapor de agua invisible. La cantidad de humedad que se puede encontrar en la atmósfera, depende de la temperatura del aire. Para cada aumento de 11º C (20 ºF), la capacidad del aire para contener humedad es casi duplicada; contrariamente, para cada disminución de 11º C (20º F), la capacidad llega a ser solamente la mitad, como mucho.

Humedad Relativa. Generalmente se habla de humedad al referirse a la "mojadez" aparente en el aire.

Las Oficinas Meteorológicas emplean un término similar , "humedad relativa", que es la razón de la cantidad de vapor de agua presente en un volumen dado de aire, con respecto a la cantidad máxima permisible en ese volumen de aire en función a la presión y temperatura existente. Por ejemplo, "humedad relativa de un 75%", significa que el aire contiene tres cuartas partes del vapor de agua que es capaz de contener a la temperatura y presión existente.

Relación entre Temperatura y Punto de Rocío. Para el piloto la relación señalada de humedad relativa, se expresa de una forma ligeramente diferente -como "temperatura y punto de rocío". Se manifiesta en lo antedicho, que si una masa de aire a 27º C (80º F) tiene una humedad relativa del 50% y la temperatura se reduce 11º C (20º F), o sea alcanza a 16º C (60º F), el aire estará entonces saturado (100% de humedad relativa). En este caso, la relación original será reportada como "temperatura 27º C, punto de rocío 16º C". En otras palabras, el punto de rocío es la temperatura hasta la cual el aire debe ser enfriado para que se sature.

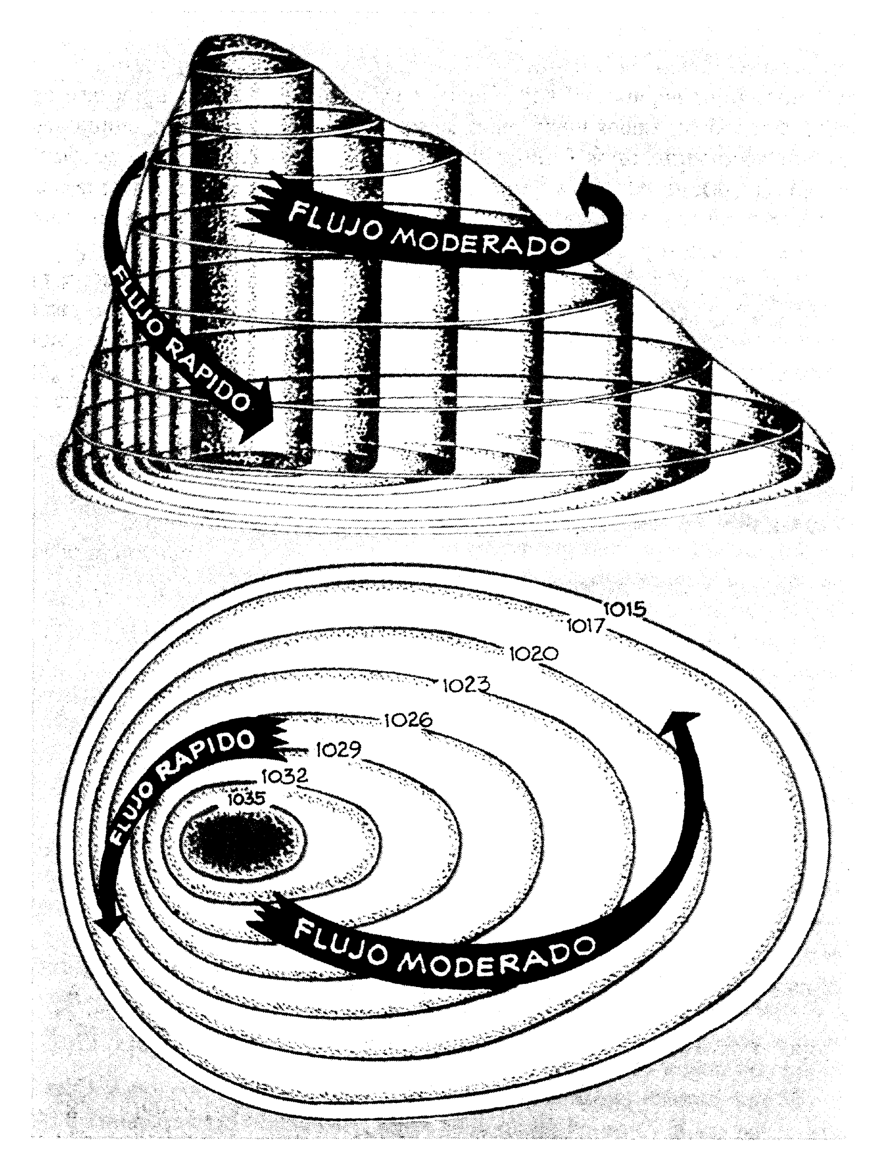


Figura 5-17. Arriba: Flujo de aire alrededor de una zona de alta presión. Abajo: Líneas isobaras en una carta meteorológica indicando varios grados de presión en una alta.

El punto de rocío es de suma importancia para los pilotos, debido a que representa una condición crítica del aire. Cuando la temperatura alcanza el punto de rocío, el vapor de agua no puede permanecer invisible, y es forzado a condensarse apareciendo visible, en la tierra como rocío o escarcha, y en el aire, como niebla o nubes, pudiendo caer a la superficie posteriormente como lluvia, nieve o granizo.

NOTA. Esta es la forma en que el agua puede aparecer en los estanques de combustible, cuando los estanques se dejan parcialmente vacíos durante la noche. La temperatura baja al punto de rocío y el vapor de agua contenido en el espacio de aire del estanque se condensa. Esta humedad condensada baja al fondo de los estanques, puesto que el agua es más pesada que la gasolina.

Maneras por las cuales el Aire Alcanza su Punto de Saturación. Es interesante ver algunas de las distintas maneras por las cuales el aire puede alcanzar su punto de saturación. Ya se ha visto como esto sucede bajando la temperatura del aire, cosa que puede ocurrir en las siguientes circunstancias: cuando el aire se desplaza sobre una superficie fría, cuando el aire frío se mezcla con aire caliente, cuando el aire se enfría durante la noche por contacto con la tierra o cuando el aire es forzado a ascender. Solamente el último procedimiento requiere un comentario especial.

Cuando el aire asciende, emplea energía calórica en expandirse y desplazar al otro aire que se interpone en su trayectoria; en consecuencia, el aire ascendente pierde calor rapidamente; si el aire no está saturado la pérdida de calor será aproximadamente de 3,0° C (5,4° F) por cada 1.000 pies de ascenso.

El aire puede ascender por tres razones: Por calentamiento a través del contacto con la superficie de la tierra resultando en corrientes convectivas; al desplazarse sobre terreno ascendente (viento soplando hacia la ladera de una cadena montañosa); y al ser forzado a desplazarse sobre otra masa de aire. Por ejemplo cuando se encuentran masas de aire de diferentes temperaturas y densidades. En esta última condición el aire más temperado y liviano (menos denso) tiende a desplazarse por sobre el más frío y denso. Esto se tratará con mayor detalle en la sección dedicada a los frentes.

El aire también puede saturarse si está expuesto a precipitaciones. Cualquiera que sea la causa, el piloto debe saber que cuando la temperatura y el punto de rocío en tierra se acercan, debe estar alerta por la formación de nubes bajas o niebla. En el informe meteorológico aeronáutico, la temperatura y el punto de rocío se informan en grados celcius (Nota: El gráfico que aparece en la Fig. 5.18, se puede utilizar para convertir grados Fahrenheit a grados Celcius y vice versa. Por ejemplo, 0° C = 32° F).

Efecto de la Temperatura sobre la Densidad del Aire. La presión atmosférica no solamente varia con la altitud, sino que también con la temperatura. Cuando se calienta el aire, se expande; por lo tanto tiene menos densidad. Un metro cúbico de aire cálido, es menos denso que un metro cúbico de aire frío. Este descenso en la densidad del aire (aumento en la altitud de densidad) originado por un aumento en la temperatura, tiene un pronunciado efecto en el vuelo.

Efecto de la Temperatura en el Vuelo. Puesto que un aumento en la temperatura hace al aire menos denso (aumenta su altitud de densidad), la carrera de despegue será más larga, la razón de ascenso menor, y la velocidad de aterrizaje (velocidad terrestre) mayor en un día más caluroso con respecto a un día más frío. Esto indica que todo aumento en la temperatura tiene el mismo efecto que un aumento en altitud. Un avión que requiere una carrera de 1.000 pies en un día de invierno y cuando la temperatura es de -

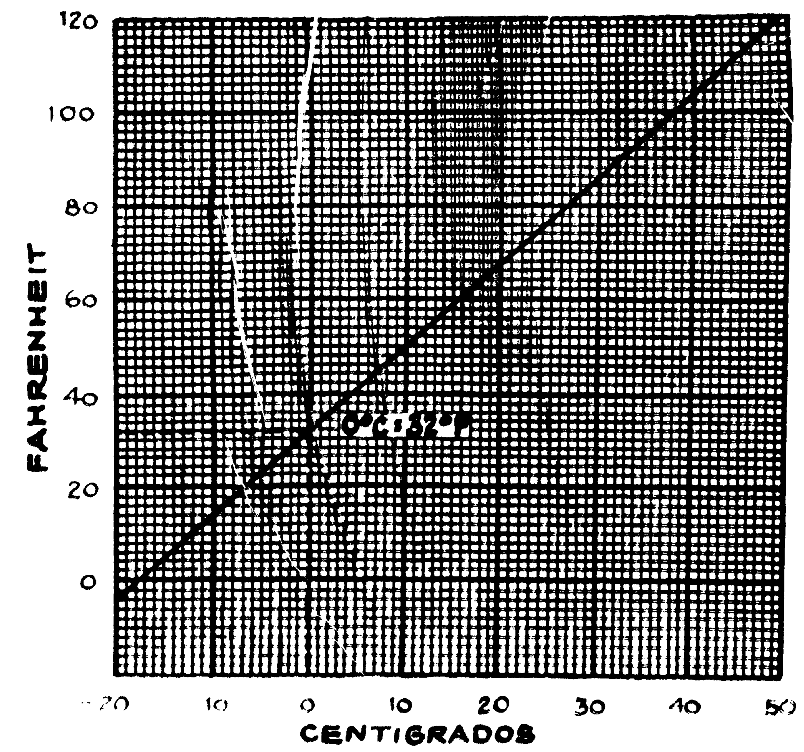


Figura 5.18. Gráfico para reducir grados Fahrenheit a Celsius y viceversa.

0º C, requerirá una carrera mucho más larga en un día de verano cuando la temperatura alcanza a 30º C. Un avión que requiere la mayor parte de una pista corta para despegar en un día frío de invierno puede que le sea imposible despegar de esta misma pista en un día caluroso de verano.

Efecto de una Alta Humedad en la Densidad del Aire . La gran mayoría de las personas tiene un concepto errado respecto a que el vapor de agua pesa más que un volumen igual de aire seco. Esto no es efectivo. El vapor de agua pesa aproximadamente cinco octavos o un 62% del peso de un volumen igual de aire perfectamente seco.

Cuando el aire contiene humedad en forma de vapor de agua no es tan pesado como el aire seco, y por lo tanto es menos denso.

Asumiendo que la presión y la temperatura permanecen constantes, la densidad del aire varía en proporción inversa respecto de su humedad; es decir a medida que aumenta la humedad, decrece la densidad del aire (aumenta la altitud de densidad); y a medida que disminuye la humedad, aumenta la densidad del aire (decrece la altitud de densidad).

Mientras mayor sea la temperatura, mayor es la capacidad del aire de contener humedad. Por lo tanto, una masa de aire a una temperatura de 38º C (100º F) y con una humedad relativa de 80% contendrá una mayor cantidad de partículas de agua que una masa de aire a 16º C (60º F) y la misma humedad relativa del 80%.

Efecto de una Alta Humedad en el Vuelo. Puesto que una alta humedad del aire lo hace menos denso (aumento de la altitud de densidad), la carrera de despegue será más larga, disminuirá la razón de ascenso y aumentará la velocidad de aterrizaje.

Efecto combinado de una Gran Altitud, Alta Temperatura y Alta Humedad en el Vuelo. Como se ha indicado con anterioridad, cada una de las condiciones enunciadas puede afectar seriamente las características del vuelo. Cuando se presentan las tres condiciones, la situación se agrava. Por lo tanto manténgase alerta ante las condiciones de "altura, calor y humedad" (gran altitud de densidad) y tome las precauciones necesarias empleando adecuadamente las cartas de performance para asegurarse que la longitud de la pista es la necesaria para despegar.

Rocío y Escarcha. Cuando la tierra se enfría durante la noche, la temperatura del aire inmediatamente adyacente a ella baja con frecuencia a su punto de saturación, produciendo condensación.

Esta condensación ocurre directamente sobre los objetos en la tierra en forma de rocío si la temperatura está sobre la de congelación, o en forma de escarcha si la temperatura está bajo la de congelación.

El rocío no es de importancia para la aeronave, pero la escarcha crea roce que interfiere con el flujo suave del aire sobre las superficies de las alas, resultando en una tendencia a una pérdida de sustentación durante el despegue. SIEMPRE SE DEBE QUITAR LA ESCARCHA ANTES DE VOLAR.

Niebla. Cuando el aire cercano a la superficie de la tierra está a pocos grados sobre el punto de rocío y se enfría hasta alcanzar el punto de rocío, el vapor de agua se condensa y se hace visible como niebla. Existen muchos tipos de niebla, variando en grado de intensidad y clasificadas de acuerdo al fenómeno en particular que las produce. Un tipo es la "niebla terrestre o de radiación", que se forma frecuentemente en la noche en los lugares bajos, se limita a unos pocos pies de altura y generalmente se disipa por el calor del sol, poco después de su salida. Otros tipos pueden formarse en cualquier momento existiendo las condiciones favorables y se pueden extender a grandes alturas y persistir por días e incluso semanas. A menudo, la niebla se forma sobre el océano a lo largo de la costa dirigiéndose hacia el interior (niebla advectiva). Todos los tipos de niebla producen visibilidad reducida y por lo tanto, constituyen un serio peligro para la aeronave.

Nubes. Hay dos tipos fundamentales de nubes. Primero, aquellas formadas por corrientes verticales ascendentes que llevan el aire húmedo hasta su punto de condensación y son onduladas y con protuberancias, llamadas "**cumulus**" (Fig.5-19), que significa "acumulación" o "apilamiento". Segundo, aquellas que se desarrollan horizontalmente y permanecen en láminas o capas sin forma, como la neblina, llamadas "**stratus**"(Fig. 5-20), que significa "expandidas horizontalmente".

Cuando las nubes se encuentran cerca de la superficie de la tierra, generalmente se denominan como "cumulus" o "stratus " a menos que produzcan precipitaciones, en cuyo caso se agrega la palabra "**nimbus**" (nube de lluvia)- como "nimbostratus" o "cumulonimbus" (Fig. 5-21).

Si las nubes están rotas y tienen quiebres, se agrega la palabra "**fracto**" (quiebre) - como "fractostratus" o "fractocumulus".

Generalmente se agrega la palabra "**alto**" (alta), para designar las nubes de alturas medias, que generalmente aparecen a niveles de 5.000 a 20.000 pies - como "altostratus" o "altocumulus".

Las nubes que se forman en los niveles superiores de la tropósfera (comunmente entre 20.000 y 50.000 pies), están compuestas de cristales de hielo y generalmente tienen un aspecto rizado y delicado, algo similar a la escarcha que se forma en un vidrio . Para estas nubes se agrega la palabra

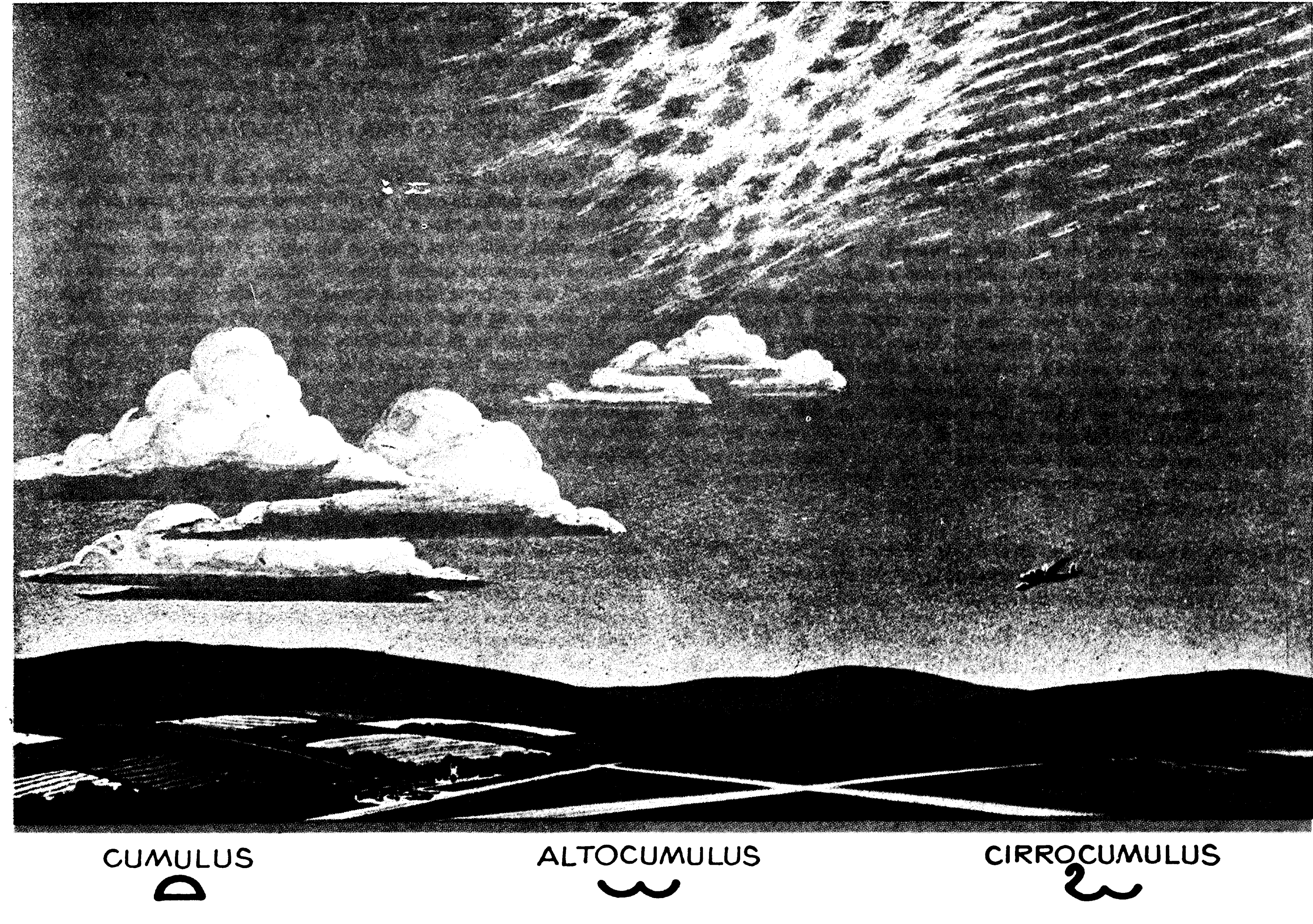


Figura 5-19. Cúmulus en niveles bajos, medios y altos.



FOG (NIEBLA) STRATUS ALTOSTRATUS CIRROSTRATUS CIRRUS

Figura 5-20. Nubosidad estratiforme a diferentes niveles.

"cirro" (ondulado) como "cirrocumulus" o "cirrostratus". En estas grandes altitudes, también existe un tipo fibroso de nubes que aparecen como jirones ondulados, teniendo como único nombre "**cirrus**".

Bajo el subtítulo "Masas de Aire y Frentes" se mostrará en forma general la relación que existe entre los distintos tipos de nubes y las características de tiempo que ellas representan. Esta parte está limitada al análisis de las condiciones del vuelo directamente relacionada con los diferentes tipos de formación nubosa.

Las nubes de cristal de hielo (grupo cirrus), están comunmente sobre los niveles de vuelo de aeronaves livianas y normalmente no afectan a los pilotos de estas aeronaves, excepto como indicación de la aproximación de un cambio en las condiciones del tiempo.

Las nubes del grupo "alto" no se encuentran normalmente en la trayectoria de vuelo de los aviones pequeños, pero en ellas se encuentran algunas veces condiciones de formación de hielo, importante a considerar en los vuelos comerciales o militares. Nubes del tipo alto estratus indican que cerca existen condiciones desfavorables de vuelo.

Las nubes bajas son de gran importancia para el piloto, debido a que originan techos bajos y visibilidad restringida. Pueden cambiar rápidamente y a menudo bajan hasta el suelo, formando un manto completo. Las temperaturas cerca del punto de congelamiento, son importantes debido a la constante probabilidad de congelación. El piloto debería estar siempre alerta a cualquier cambio en las condiciones y estar preparado para aterrizar antes que la visisbilidad baje al punto donde los objetos obscurecen repentinamente.

Las nubes cumuliformes varían en tamaño desde livianos "copos de algodon" a enormes masas en forma de torreones que se elevan miles de pies en el cielo. Generalmente, están algo dispersas y el piloto puede volar alrededor de ellas sin dificultad. Bajo ciertas condiciones particularmente en la tarde, tienden a multiplicarse, achatándose y cubriendo el cielo. Esto puede dejar al piloto sin alternativa, excepto cambiar el curso o encontrar un campo de aterrizaje seguro.

Las nubes cumulonimbus son muy peligrosas. Cuando aparecen en forma individual o en pequeños grupos, son generalmente del tipo llamada "masas de aire tormentosas" (causadas por el calentamiento del aire en la superficie terrestre) o "tormentas orográficas" (causadas por el movimiento ascendente del aire en regiones montañosas). Por otra parte, cuando estas nubes toman la forma de una línea contínua o casi contínua, generalmente son originadas por un frente o una línea de turbonada. La posición más común para una línea de turbonada es delante de un frente frío, pero también puede formarse en el aire removido por un frente.

Puesto que los cumulonimbus se forman por corrientes ascendentes de aire, ellos son extremadamente turbulentos, por lo tanto existe la posibilidad que un avión volando en su cercanía sea absorbido a su interior. Una vez dentro, se encontrará con ráfagas ascendentes y descendentes, de velocidades tan grandes como 3.000 pies por minuto. La violencia de estas corrientes ha destrozado innumerables aviones. Aún más, estas nubes generalmente tienen enormes granizos, capaces de dañar seriamente un avión, relámpagos , gran cantidad de agua, a temperaturas aptas para producir formaciones de hielo. Muchos de los accidentes "inexplicables" probablemente han sido causados por los efectos devastadores de los cumulonimbus, en aviones que accidental o intencionalmente han volado al interior de estas nubes. El único procedimiento práctico para un piloto atrapado dentro de una tormenta de este tipo es reducir la velocidad. Una velocidad segura recomendada para un avión que vuela a través de la turbulencia, es una velocidad no mayor a la velocidad de maniobra para el avión en particular.

La figura 5-22 muestra las características importantes de una nube cumuloninbus típica. La parte superior de la nube se aplana en la forma de un yunque, el cual apunta en la dirección que se está moviendo la nube, generalmente con el viento predominante. Sin embargo, cerca de la base los vientos soplan directamente hacia la nube aumentando en velocidad, llegando a ser corrientes ascendentes violentas cuando alcanzan el borde bajo delantero de la célula.

Dentro de la nube, y directamente bajo ella, hay ráfagas ascendentes y descendentes; en la parte posterior las rachas descendentes son muy violentas y forman vientos que soplan alejándose de la nube.

La nube es una fuente de tormentas. Las corrientes ascendentes rápidamente llevan al aire húmedo a su punto de saturación, donde su contenido de agua se condensa y las gotas de lluvia comienzan a caer. Antes que hayan alcanzado la base de la nube, las corrientes ascendentes las recogen y las llevan a la parte superior donde se pueden congelar y nuevamente empezar a caer, sólo para repetir el proceso muchas veces hasta que estén lo suficientemente pesadas para producir el quiebre a través de las corrientes ascendentes y alcanzar el suelo como granizo o gotas de lluvia muy grande. A medida que se desarrolla la tormenta, más y más gotas caen por la zona turbulenta, hasta que comienza a llover intensamente. El relámpago que acompaña a este tipo de tormenta, probablemente se deba al rompimiento de las gotas de lluvia por choque. Esto produce electricidad estática, la que se descarga como relámpago, causando la expansión repentina del aire en su paso, produciendo los truenos.

Es imposible para un avión pequeño volar sobre estas nubes, ya que fre-







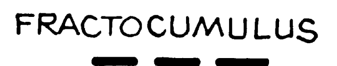


Figura 5-21. Diferentes tipos de nubes.

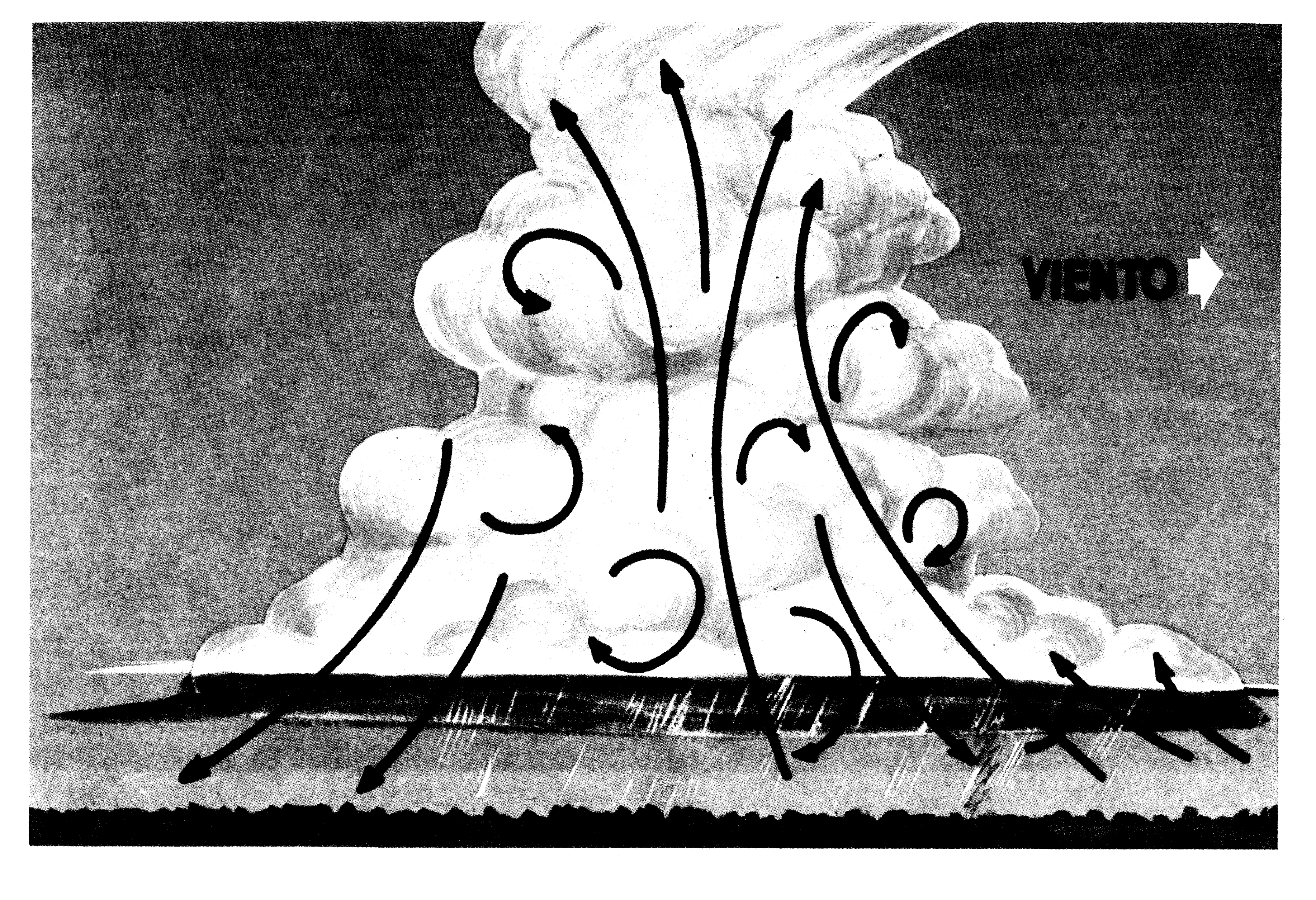


Figura 5-22. Corte vertical de un cumulonimbus.

cuentemente se extienden a 50.000 pies y en general sus bases son demasiado bajas para volar bajo ellas.

Cuando estan muy juntas, los espacios libres entre ellas, son áreas de turbulencia severa. Si las nubes estan aisladas, indicando tormentas locales, es posible volar circunnavegándolas, manteniendo una buena distancia de ellas. Sin embargo, si son "frontales" o líneas de turbonada, se pueden extender por cientos de millas y el único procedimiento seguro es aterrizar inmediatamente y esperar hasta que haya pasado la formación de cumuloninbus.

Techo. El techo se define como la altura desde la superficie del terreno a la base de la capa más baja de las nubes o fenómenos obscuros que cubren más de la mitad del cielo y se reporta como nublado o cubierto. También se define techo como la visibilidad vertical a una superficie basada en el obscurecimiento que esconde todo el cielo. Una capa de nubes o fenómenos de obscurecimiento clasificada como delgada, no constituye un techo. La nubosidad se informa como nublado cuando las nubes cubren de cuatro a seis octavos del cielo y como cubierto cuando cubren más de seis octavos. Los pilotos pueden obtener la última información sobre el techo de los informes horarios de las estaciones meteorológicas. Además, ellas proporcionan pronósticos de las posibles variaciones del techo y otras condiciones que puedan afectarlo.

Visibilidad. La visibilidad esta estrechamente relacionada con el techo y la cantidad de cielo cubierto. Es la mayor distancia horizontal a la cual pueden verse a simple vista objetos prominentes. La visibilidad, así como el techo, están incluídos en los reportes meteorológicos horarios y en los pronósticos aeronáuticos.

Precipitación. Además del posible daño producido por el granizo y el peligro de engelamiento, la precipitación puede estar acompañada por techos bajos, y con precipitación fuerte, la visibilidad se puede reducir repentinamente a cero.

Es obvio que toda aeronave que haya acumulado nieve sobre su estructura mientras está en tierra, no debe volarse por ningún motivo, mientras la nieve no haya sido removida, incluyendo las costras duras que con frecuencia se adhieren a la superficie. Una aeronave que ha sido expuesta a la lluvia, seguida por temperaturas bajo cero, debería limpiarse cuidadosamente y chequear antes de despegar, con el propósito de estar seguro que los controles operan libremente.

Masas de Aire y Frentes. Los grandes sistemas de alta presión, frecuentemente se mantienen sobre grandes áreas de tierra o agua con condiciones de superficie relativamente uniformes. Ellos toman las características de estas "regiones de origen"- las temperaturas bajas de las regiones polares, el calor de los trópicos, la humedad de los océanos o la sequedad de los continentes. A medida que se desplazan de las regiones de origen y pasan por tierra o mar, la masa de aire esta siendo constantemente modificada a través del calentamiento o enfriamiento desde abajo, ascendiendo o descendiendo, absorbiendo o perdiendo humedad. La temperatura real de la masa de aire es menos importante que su temperatura relativa a la superficie de la tierra o agua, sobre la cual está pasando. Por ejemplo, una masa de aire que se mueve desde las regiones polares, generalmente es más fría que las superficies de la tierra y el mar sobre la cual pasa. Por otra parte, una masa de aire que se mueve desde el Golfo de Mexico en invierno, generalmente es más cálida que el territorio sobre el cual pasa. Si el aire es más frío que la superficie, será calentado desde abajo, y se establecerán corrientes de convección, causando turbulencias. El polvo, humo y contaminación atmosférica que se encuentra cerca de la tierra, será llevada por las corrientes hacia arriba y disipado a niveles más altos, mejorando la visibilidad en la superficie. Este aire se llama "inestable".

Contrariamente, si el aire es más cálido que la superficie, no hay tendencia para que se formen corrientes de convección y el aire es suave. El humo, el polvo, etc.., están concentrados en los niveles más bajos donde la visibilidad se reduce. Este aire se llama "estable".

De la combinación de estas características de origen y la relación de temperaturas ya descritas, las masas de aire pueden estar asociadas a ciertos tipos de clima.

A continuación aparecen las características generales de ciertás masa de aire, pero estas pueden cambiar considerablemente.

Características de una Masa de Aire Frío (Inestable)

Tipo de nubes	cumulus y cumulonimbus.
Techos	generalmente ilimitados (excepto durante la precipitación).
Visibilidades	excelente (excepto durante la precipitación).
Aire inestable	turbulencia pronunciada en niveles bajos (debido a corrientes de convección).
Tipo de precipitación.	tormentas ocasionales locales o chubascos, granizo, aguanieve, nieve.

Características de una Masa de Aire Cálido (Estable)

Tipo de nubes	stratus y stratucumulus (niebla, bruma).
Techos	generalmente bajos.
Visibilidades	poca (humo y polvo mantenidos en niveles bajos).
Aire estable	suave con poco a nada de turbulencia.
Tipo de precipitación	llovizna.

Cuando se encuentran dos masas de aire, éstas no se mezclan rápidamente a menos que sus temperaturas, presiones y humedades relativas sean muy similares. En cambio, se establecen límites llamados zonas frontales, o "frentes". La masa de aire frío se proyecta bajo la masa de aire más cálido en forma de cuña. Esta condición se conoce como "frente estacionario", si su límite no se está moviendo.

Sin embargo, el límite generalmente se mueve en la superficie de la tierra, y a medida que una masa de aire se desplaza de un área es reemplazada por otra masa de aire. Esta acción crea un frente en movimiento. Si el aire más cálido está reemplazando a uno más frío, el frente se llama "caliente"; si el aire más frío está reemplazando al aire más cálido, el frente se llama "frío".

Frente Caliente. Cuando un frente caliente avanza , el aire cálido se desliza sobre la cuña del aire más frío que está delante de éste.

El aire caliente comunmente tiene gran cantidad de humedad. A medida que éste asciende, su temperatura baja, y como continua el proceso de ascenso ocurre la condensación. Se forman los nimbostratus bajos y las nubes stratus originando una llovizna o una lluvia. La lluvia cae a través del aire más frío, aumentando su contenido de humedad de tal forma que también se satura. Cualquier reducción de temperatura en el aire más frío, la que puede ser causada por un movimiento ascendente sobre una ladera o enfriamiento de la tierra después de la puesta de sol, puede dar origen a extensas nieblas.

A medida que el aire caliente sigue ascendiendo, comienzan a aparecer nubes en altura en forma de altostratus y cirrostratus, si el aire es estable (Si el aire caliente es inestable se formarán cumulonimbus y altocúmulos y frecuentemente se producirán tormentas). Finalmente, el aire es empujado hasta cerca de la estratósfera y, considerando las temperaturas de congelación a esos niveles, la condensación aparecerá en forma de delgados látigos de cirrus. El ascenso del aire es gradual, ascendiendo aproximadamente 1.000 pies cada 20 millas. En esta forma, los cirrus que se forman más o menos a los 25.000 pies de altitud, pueden aparecer 500 millas adelante del punto de la tierra que marca la posición del frente (Fig. 5-23)

A continuación se describen ejemplos de vuelos a través de los distintos tipos de frentes. Debido a la extensión de ellos se prefirió explicarlos tomando casos en la pampa argentina.

Vuelo a través de un Frente Caliente que se aproxima: A pesar que dos sistemas frontales nunca son iguales, se puede obtener un concepto definido del modelo si se consideran las condiciones atmosféricas que pueden existir cuando un frente caliente se desplaza hacia el Este de Rosario, (referirse a la Fig. 5-23 durante la presente discusión, que corresponde a un ejemplo en la República Argentina).

En Rosario el tiempo será muy desagradable, con llovizna y probablemente niebla.

En San Pedro, 200 millas más adelante del frente caliente, el cielo estará cubierto, con nimbostratus y lluvia contínua.

En San Fernando, 400 millas más adelante, el cielo estará nublado, con nubes predominantes del tipo stratus y altostratos. Estará por comenzar a precipitar con lluvia tipo ligero contínuo.

En Mar del Plata, 600 millas por delante del frente, posiblemente se encontrará nubosidad tipo cirrus o cirrostratus.

Si se vuela desde Mar del Plata a Rosario, el techo y la visibilidad irán decreciendo paulatinamente. Al comienzo del vuelo, con un cielo brillante, con techo y visibilidad ilimitados, se notarán nubes bajas del tipo stratus a medida que se aproxima a San Fernando, para luego encontrar precipitaciones. Antes de llegar a San Pedro, el techo estará demasiado bajo para seguir el vuelo. La precipitación reducirá la visibilidad prácticamente a cero. En esta forma, el piloto se verá forzado a aterrizar y permanecer en San Pedro hasta que el frente caliente haya pasado, lo que puede requerir uno o dos días.

Si se desea regresar a Mar del Plata, deberá esperarse hasta que el frente haya pasado más allá del destino, lo cual puede significar tres o cuatro días. Los frentes calientes se mueven generalmente en una razón de 10 a 25 millas por hora.

En el vuelo de Mar del Plata a San Pedro se pudo apreciar un gradual incremento de la temperatura, y un incremento aún mayor del punto de rocío, hasta que ambos coincidan.

Además, se pudo notar una baja gradual de la presión a causa de que el aire caliente, en la altura tiene menor peso que el aire frío, al cual está reemplazando. Esta condición ilustra el principio general de que la caída de la presión indica la aproximación del tiempo tormentoso.

Frente Frío: Ahora se considerán las condiciones de tiempo que acompañan a un frente frío. Cuando un frente frío se mueve, actúa en la misma for-

AIRE CALIENTE

CIRRUS

CIRRUSTRATOS

ALTOSTRATOS

NIMBOSTRATOS

AIRE FRIO

ROSARIO

SAN PEDRO
200 MILLAS

SAN FERNANDO
400 MILLAS

MAR DEL PLATA
600 MILLAS

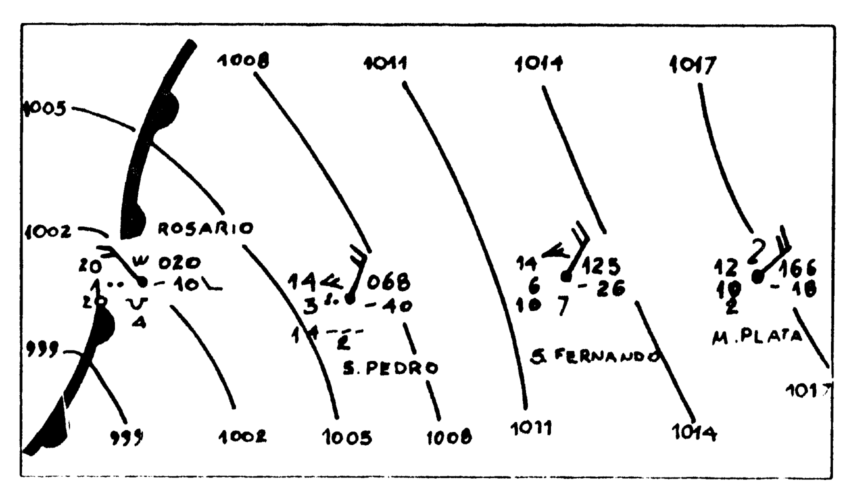


Figura 5-23. Corte vertical de un frente caliente (figura superior) visto en un mapa meteorológico (abajo derecha).

ma que una máquina de limpiar nieve, deslizándose bajo el aire caliente y forzándolo hacia arriba. Esto causa un enfriamiento súbito del aire caliente y una formación nubosa cuyo tipo depende de la estabilidad del aire caliente.

Frente Frío de Desplazamiento Rápido: En un frente frío, que se mueve rápidamente, la fricción retarda el avance cerca del terreno, lo que origina una superficie frontal muy empinada. Esta superficie frontal empinada origina una franja estrecha de condiciones meteorológicas concentrada a lo largo del borde delantero del frente. Si el aire caliente es estable, puede producirse un cielo cubierto a alguna distancia delante del frente, acompañado por precipitación general en la zona. Si el aire caliente es condicionalmente inestable, se pueden formar tormentas aisladas y chubascos en el aire caliente. En algunos casos puede formar una línea de tormentas a lo largo del frente o delante de él. Esta línea de tormentas, llamada "línea de turbonada", origina el tiempo más turbulento que pueda experimentar un piloto.

Detrás del frente frío de desplazamiento rápido hay, en general un mejoramiento brusco del tiempo, con cielos despejados, con vientos arrachados y turbulentos en la superficie y bajas temperaturas.

Comparación de los Frentes Fríos con los Frentes Calientes: La pendiente de los frentes fríos es mucho más empinada que la de los frentes calientes, y el avance es mucho más rápido -usualmente de 20 a 35 millas por hora, a pesar que en casos extremos se han registrado frentes con avances de hasta 60 millas por hora. La actividad atmosférica es más violenta y en general sucede directamente en la línea frontal en vez de suceder en una posición adelantada al frente. Eso sí, especialmente al término de la tarde, y en la época cálida, se formará una línea de turbonada que frecuentemente se encuentra entre 50 a 200 millas delante del frente. Mientras que los peligros del frente caliente son los techos bajos y la visibilidad restringida, los peligros del frente frío son tormentas repentinas, vientos fuertes y arrachados, y turbulencia.

Al contrario que un frente caliente, el frente frío se aproxima sin anunciarse, hace cambiar las condiciones del tiempo en el espacio de pocas horas y sigue de largo. Algunas veces se forman altostratus o altocumulos algo adelante del frente, pero esto no alcanza a más de 100 millas. Una vez que el frente pasa, el tiempo se despeja rápidamente y el aire frío y seco, con techos y visibilidad ilimitada, produce condiciones perfectas para el vuelo.

Vuelo a través de un Frente Frío que se aproxima: Si se vuela desde Mar del Plata a Rosario (Fig.5 24) cuando se aproxima un frente frío, se experimentarán condiciones muy diferentes de aquellas asociadas con un frente caliente. El cielo en Mar del Plata estará probablemente algo cubierto, con nubes tipo stratocúmulos, nubosidad típica de una masa de aire caliente, el aire calmo, y el techo y la visibilidad algo reducidos, pero aptos para el vuelo.

A medida que el vuelo va en progreso, estas condiciones prevalecerán hasta llegar a San Fernando. De tener experiencia, en este punto se controlaría la posición del frente frío, consultando el último mapa sinóptico y las secuencias del tiempo. Se encontrará que el frente se encuentra a 75 millas al Weste de San Pedro. Un piloto con conocimientos de las características de los sistemas frontales, permanecerá en este punto hasta que el frente haya pasado -materia de pocas horas- y luego continuaría a su destino bajo condiciones casi perfectas para el vuelo.

Si por el contrario, por falta de juicio y conocimiento decide continuar el vuelo hacia el frente que se aproxima, encontrará luego algunos stratus y una capa oscura de nimbostratus recortándose contra el horizonte, seguramente con cumulonimbus emergiendo de su interior. En este punto tiene dos posibilidades: dar vuelta y alejarse de la tormenta, o efectuar de inmediato un aterrizaje, lo cual pueda ser peligroso a causa del viento arrachado y cambios bruscos de dirección.

Si continúa el vuelo, se verá atrapado en la línea de turbonada, formada por nubes tipo cumulonimbus, cuyos peligros ya fueron señalados. Sería desastroso volar entre ellos e imposible para un avión pequeño tratar de sobrevolarlos; y a baja altura no existen pasajes seguros entre ellos.

Generalmente no es posible circunnavegarlos por cuanto se extienden en una línea de 300 a 500 millas.

Cambios en el viento: Los cambios en la dirección del viento requieren una explicación adicional. Los vientos en las "altas" soplan en un espiral contrario a los punteros del reloj. Cuando hay dos "altas" adyacentes, los vientos se encuentran prácticamente en contraposición en la línea de contacto, como lo indica la figura 5-25. Puesto que los frentes normalmente se forman entre dos áreas de altas presiones , los cambios de vientos ocurren en todos los sistemas frontales, pero son más pronunciados en los frentes fríos.

Frente Ocluido: Otra forma de frente, con el cual los pilotos deben familiarizarse son los "frentes ocluidos" u "oclusiones". Esta es una condición en la cual una masa de aire se ve atrapada entre dos masas de aire más frío y se ve forzada a ascender a niveles más y más altos hasta que finalmente se dispersa o disipa.

Los meteorólogos subdividen las oclusiones en dos tipos; pero en lo que a los pilotos concierne, el tiempo en una oclusión es una combinación de las

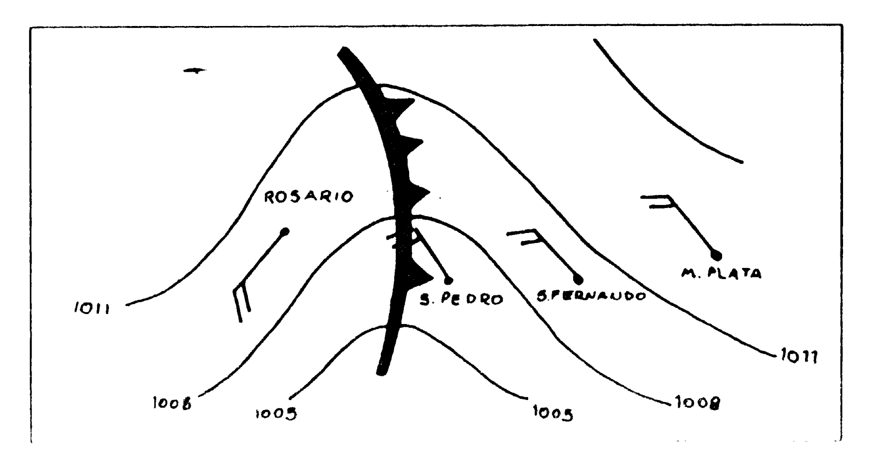


Figura 5-24. Corte vertical de un frente frío (figura superior), visto en un mapa meteorológico (abajo izquierda).

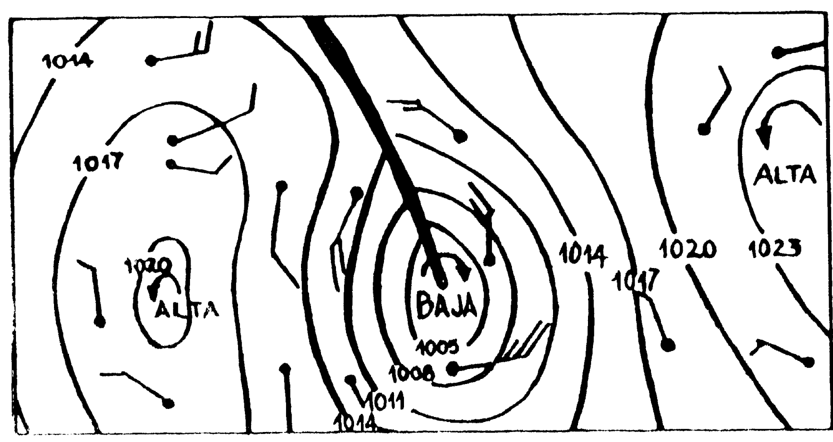


Figura 5-25. Mapa meteorológico indicando línea de cambio de viento. (Hemisferio Sur).

condiciones de un frente caliente y un frente frío.

A medida que la oclusión se aproxima, prevalecen las indicaciones usuales del frente caliente-techos bajos, visibilidad restringida y precipitaciones. Generalmente, las condiciones del frente caliente son seguidas de inmediato, por las del tipo del frente frío, con turbonadas, turbulencia y tormentas.

La figura 5-26 indica un corte vertical de una oclusión. La Figura 5-27 muestra el desarrollo de las diversas etapas de una oclusión típica.

Generalmente , el desarrollo requiere 3 a 4 días, durante los cuales las masas de aire se comportan como se indica en el mapa.

La primera etapa (A) representa un límite entre dos masas de aire, la fría y la caliente que se mueven en direcciones opuestas a lo largo del frente. Luego, el aire más frío, siendo el más agresivo, empuja una cuña bajo el aire cálido quebrando la continuidad del límite, como se obsreva en (B). Una vez que comienza, el proceso continúa rápidamente para completar la oclusión, como se observa en (C). Así el aire cálido es forzado a ascender, se enfría rápidamente y su humedad se condensa, causando a menudo una fuerte precipitación. Al cruzar el frente, el aire llega a ser extremadamente turbulento, con cambios repentinos en la presión y temperatura.

La figura 5-28 muestra el desarrollo del frente ocluído detalladamente.

La figura 5-29 es un detalle ampliado de (C) de la figura 5-27 que muestra las formaciones de nubes y las áreas de precipitación.

En las figuras 5-23,5-24,y 5-26 se muestra una representación de la carta sinóptica de los cortes verticales respectivos. Esta representación es una vista en el plano horizontal e indica cómo se registran las condiciones meteorológicas. El frente caliente se indica con una línea roja, el frente frío por una línea azul, el frente ocluido por una línea color morado, y el frente estacionario por una linea alternativa de trazos rojos y azules. Las proyecciones puntudas y redondeadas, generalmente se omiten en las cartas manuscritas pero se usan en los facsimil, cartas impresas o fotocopias para distinguir los diferentes frentes.

Las líneas frontales en las cartas meteorológicas o mapas sinópticos representan los puntos sobre la superficie de la tierra donde está ubicado el frente. Un piloto que vuela al Weste a 6.500 pies de altitud, pasaría a través del límite frontal alrededor de 100 millas antes del punto donde se señala el frente caliente o alrededor de 25 o 50 millas detrás de la línea que representa el frente frío.

La figura 5-30 es una sección de una carta meteorológica de superficie, como se transmite por facsímil. Muestra un centro de baja presión con frente cálido, frío y ocluído.

La discusión anterior, clasifica por categorías el tiempo con los tipos de frentes. Sin embargo, el tiempo con un frente depende más de las características de las masas de aire en conflicto, que del tipo de frente. Un piloto sin ayuda, no debería intentar pronosticar el tiempo esperado sólo con la información de los frentes y centros de presiones que proporcionan las cartas de superficie. El piloto debe depender en gran medida de otras cartas, reportes y pronósticos, los cuales se discuten en la próxima sección de este capítulo.

Pronóstico Meteorológico, Reportes y Cartas Meteorológicas Aeronáuticas. En las secciones anteriores se discutieron algunos de los pronósticos y reportes meteorológicos que se encuentran a disposición de los pilotos. En esta sección se discutirá más detalladamente estos pronósticos, reportes y cartas meteorológicas.

Los reportes y pronósticos meteorológicos aeronáuticos se encuentran en las oficinas regionales de la Dirección Meteorológica. También están disponibles en todas las estaciones AFIS de los diferentes aeródromos y aeropuertos del país. El personal en ellas se encuentra preparado para entregar un briefing o explicación verbal meteorológica y proporcionar ayuda a los pilotos en relación con los aspectos meteorológicos del vuelo. Es muy aconsejable y debe estimularse a los pilotos para que aprovechen la información meteorológica disponible y soliciten la ayuda del previsionista.

Se recomienda obtener la información meteorológica en forma personal, con todas las ventajas que ello significa. Ello permite visualizar la información meteorológica a través de los mapas y cartas sinópticas. Sin embargo, la información puede obtenerse telefónicamente si no es posible una visita personal.

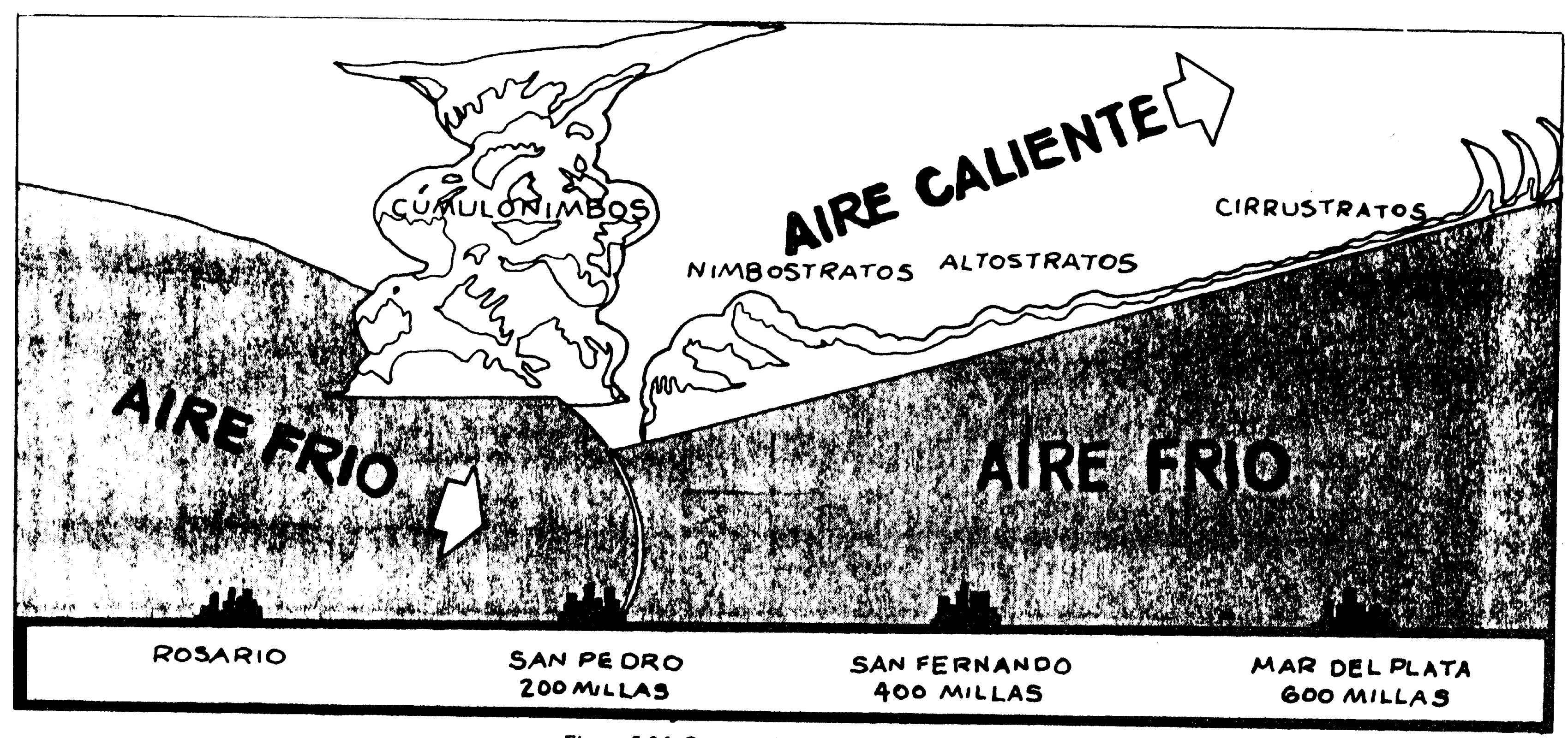


Figura 5-26. Corte vertical de un frente ocluído.

Pronósticos Aeronáuticos. Los pronósticos especialmente preparados para la aviación incluyen a los Pronósticos de Area , Pronósticos de Vientos y Temperaturas en Altura, Pronósticos de Terminal (TAF) y Advertencia Meteorológica en Vuelo.

Pronóstico de Area. Un Pronóstico de Area es una predicción de las condiciones meteorológicas generales de un área del territorio. Se utiliza para obtener información acerca de las condiciones meteorológicas esperadas en ruta, como también, para proporcionar una visión de las condiciones meteorológicas que se pueden esperar en los aeródromos en los cuales no existen informes o pronósticos meteorológicos.

Los Pronósticos de Area se emiten cada 6 horas, con una válidez de 18 horas. La hora utilizada en estos pronósticos está basada en la hora Tiempo Universal Coordinado (UTC) y se expresa en horas enteras con dos dígitos, por ejemplo: 13 UTC. La dirección del viento se mide en grados desde el norte verdadero y la velocidad del viento se da en nudos. Todas las distancias, incluyendo la visibilidad se expresan en metros o kilómetros.

Cada Pronóstico de Area usa el mismo formato, que tiene las siguientes secciones:

1.- Encabezamiento.
2.- Area de Pronóstico.
3.- Sinópsis (Apreciación General).
4.- Nubes y Tiempo.
5.- Nivel de Isoterma Cero (0º C)
6.- Formación de Hielo y Turbulencia.

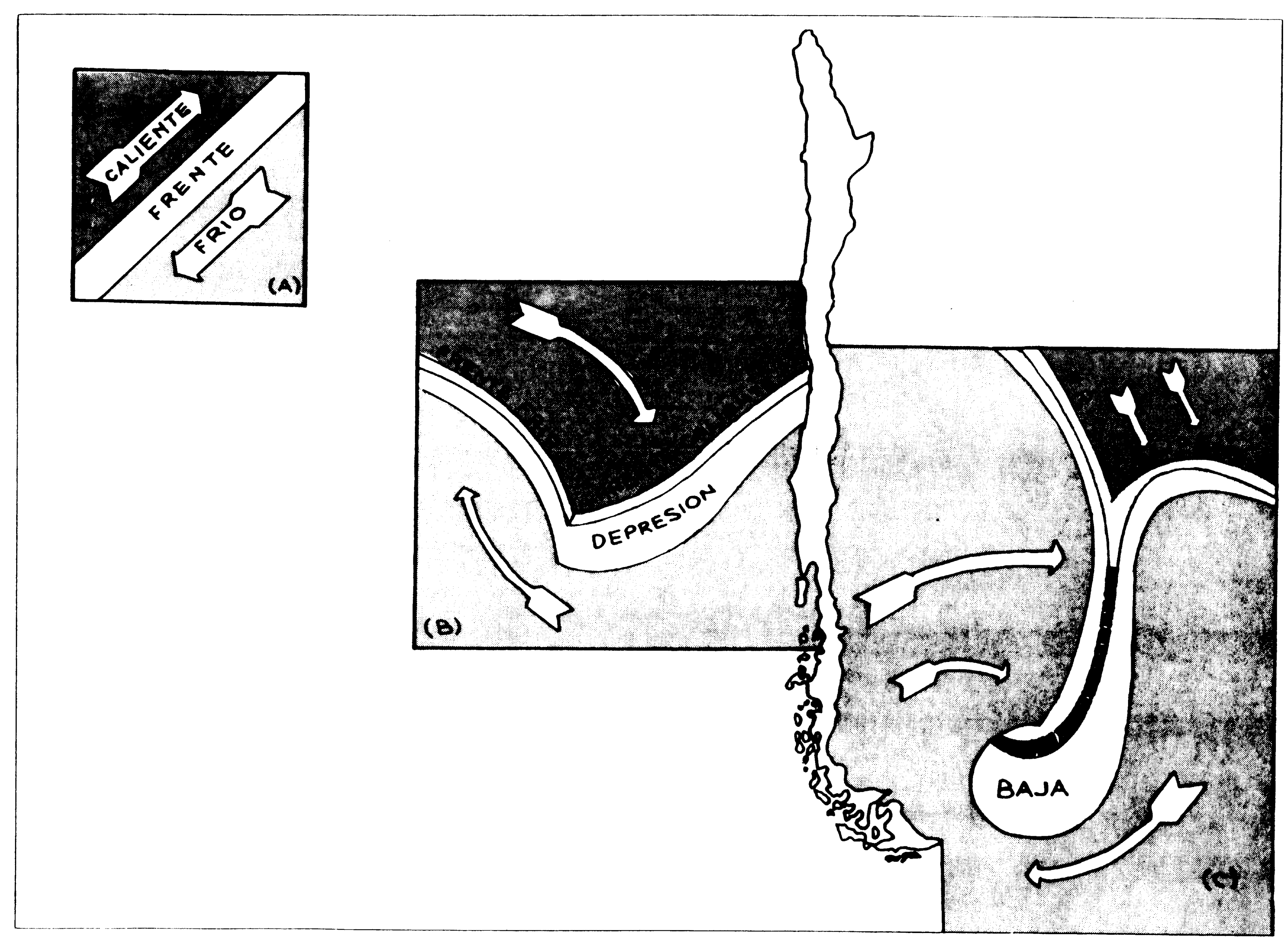
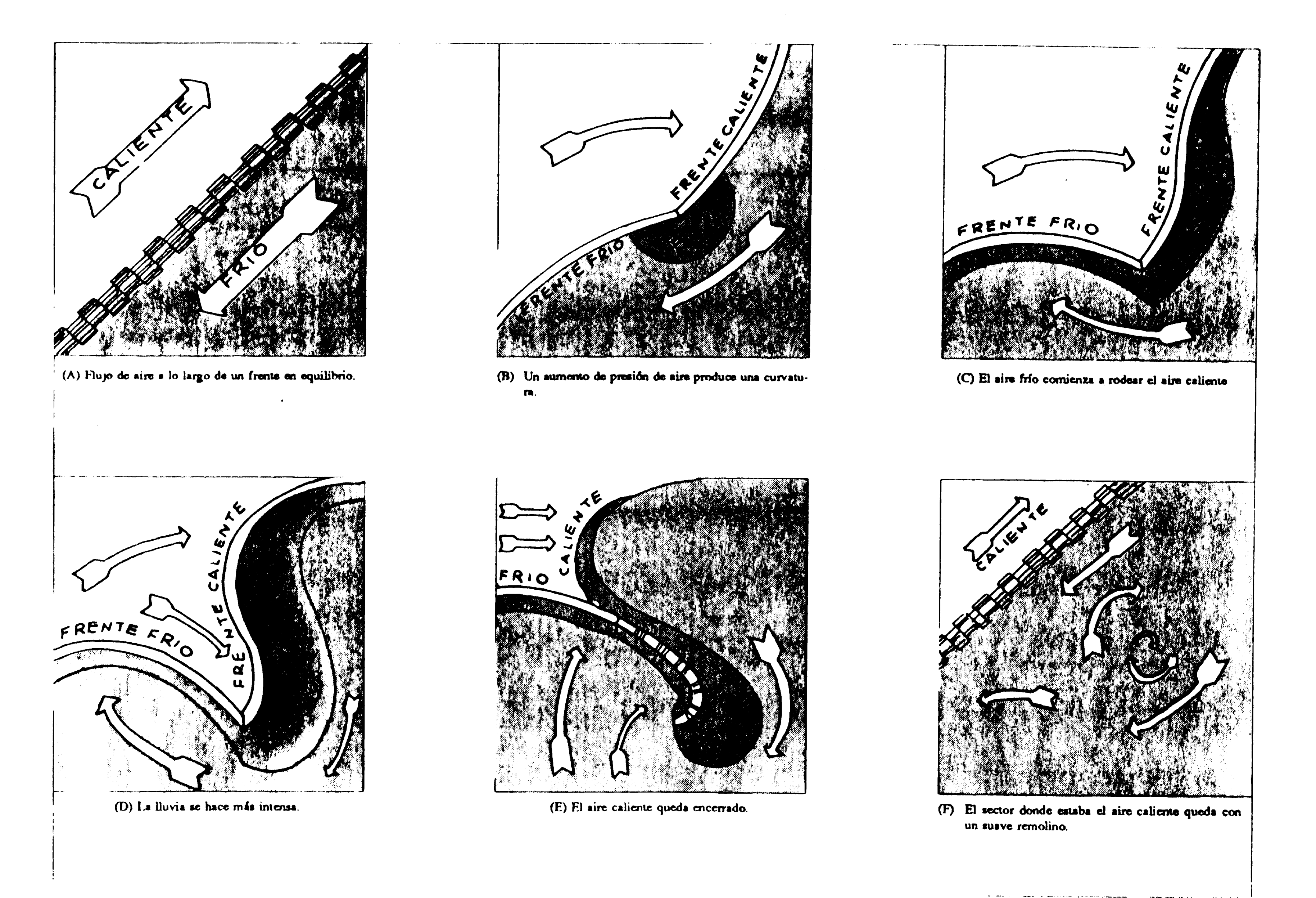


Figura 5-27. Tres etapas en el desarrollo de una típica oclusión que se mueve hacia el SE.



(A) Flujo de aire a lo largo de un frente en equilibrio.

(B) Un aumento de presión de aire produce una curvatura.

(C) El aire frío comienza a rodear el aire caliente

(D) La lluvia se hace más intensa.

(E) El aire caliente queda encerrado.

(F) El sector donde estaba el aire caliente queda con un suave remolino.

Figura 5.28 Desarrollo de una oclusión. Una persona situada a una determinada altura sobre la tierra, mirando hacia abajo vería las diferentes etapas en una oclusión en la forma que lo indican los gráficos A, B, C, D, E y F. El aire frío se ilustra gris claro, el aire caliente sin color y la lluvia gris más oscuro.

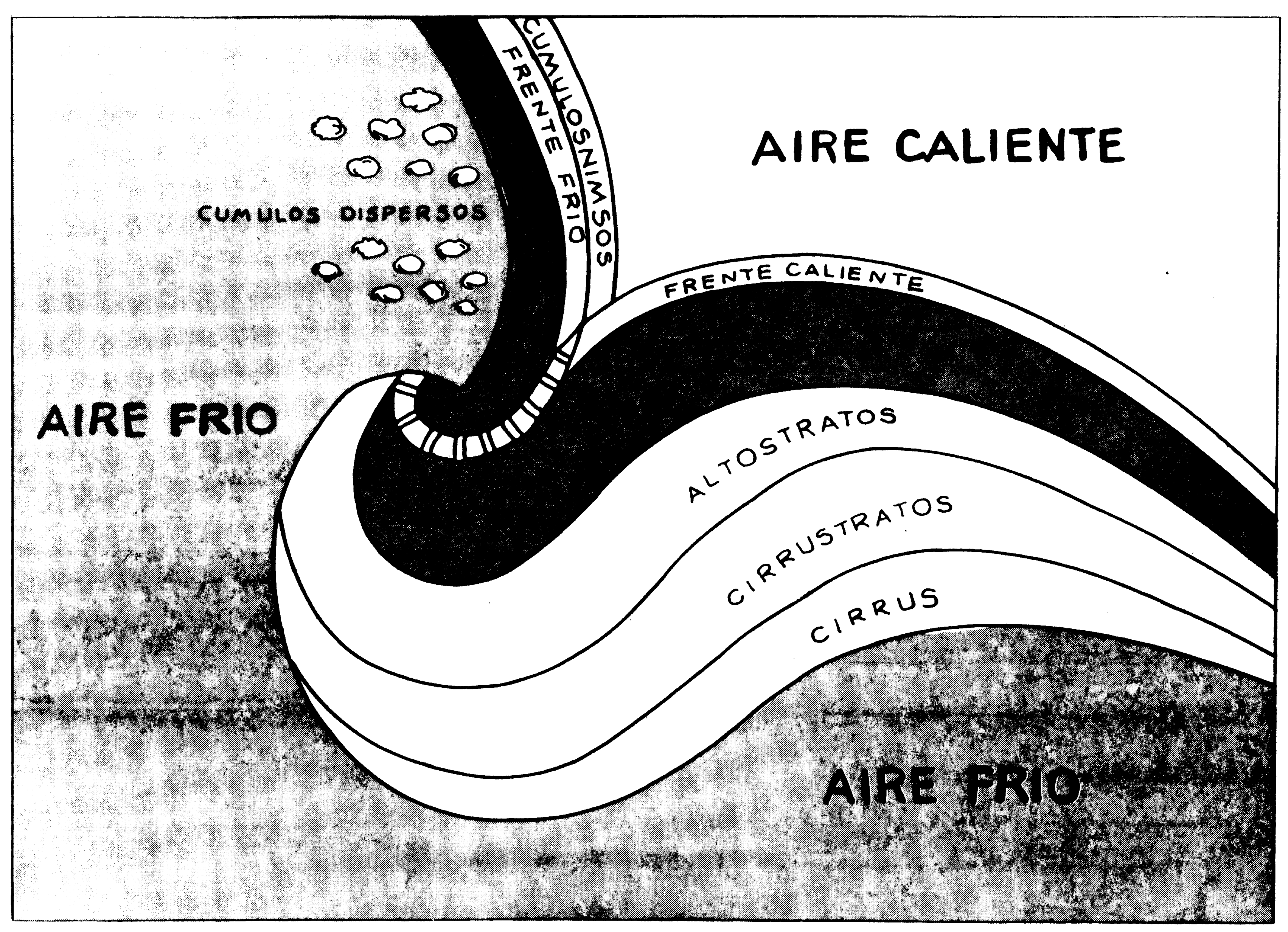


Figura 5-29. Formación de nubes y precipitacioens que acompañan a una típica oclusión. (Detalles de la tercera etapa de la serie de desarrollo que se muestra en la figura 5-28).

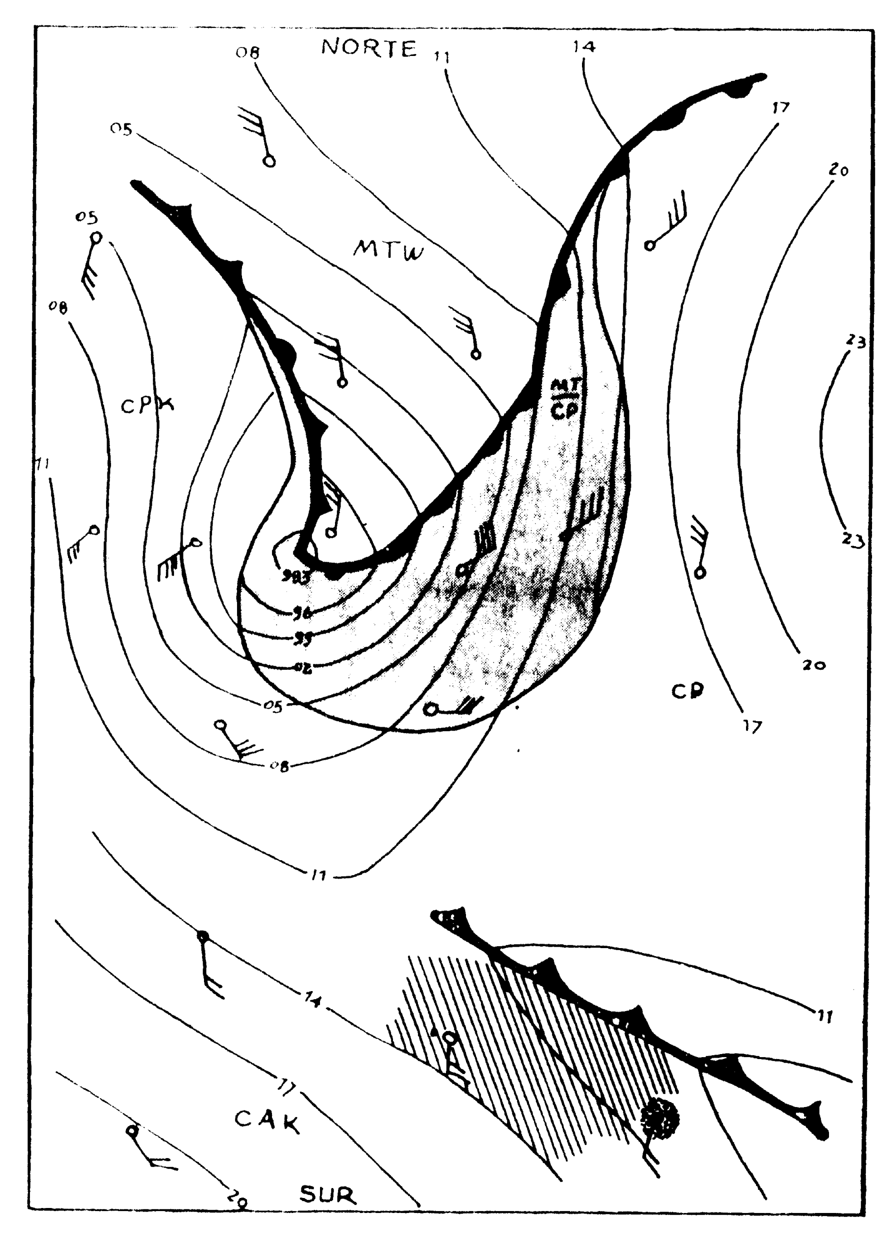


Figura 5-30. Sección de una carta meteorológica de superficie.

Se utilizan abreviaciones para facilitar la comunicación en los pronósticos aeronáuticos, reportes y cartas. Las abreviaciones generalmente tienen una estrecha similitud con las palabras en idioma inglés, de tal forma que con un poco de práctica, el material puede ser leído y entendido sin dificultad.

Además de consultar al previsionista, existen listas con el significado de las abreviaturas.

La figura 5-31 reproduce a un Pronóstico de Area correspondiente al sector comprendido entre La Serena y Temuco. Este pronóstico es explicado detalladamente a continuación, permitiendo interpretar el sistema de anotaciones y abreviaturas empleado en el lenguaje meteorológico aeronáutico .

Pronóstico de Vientos y Temperaturas en Altura. Se emite cada 6 horas con una válidez de 18 horas junto con el Pronóstico de Area y corresponde a un pronóstico de los vientos y temperaturas para distintas altitudes cada 5.000 pies, hasta 40.000 pies. En la Fig. 5-31 se reproduce un Pronóstico de Vientos y Temperaturas en Altura a continuación del Pronóstico de Area. También se explica su significado.

Pronóstico de Area Terminal (TAF). El Pronóstico de Area Terminal difiere del de Area en que es una predicción de las condiciones meteorológicas que se esperan para un aeródromo específico y no, para un área extensa. El tamaño del área cubierta por un Pronóstico de Terminal es de un radio aproximado de 8 kilómetros del centro del aeródromo.

En la Figura 5-31, a continuación del Pronóstico de Area y de Vientos y Temperaturas en Altura se transcriben los Pronósticos de Area Terminal para algunos aeródromos. Su interpretación se detalla a continuación de las dos anteriores.

Pronóstico de Area

LINEA 1	161057 SCEMYMYX
LINEA 2	ROUTE FCST SCSE SCTC VALID 1206 UTC
LINEA 3	APG RUTA AFECTADA POR SISTEMA FRONTAL FRIO
LINEA 4	JTST SECTOR SCSE 40.000 FT 30100 KT
LINEA 5	SCSE SECIC
LINEA 6	COT INT 8SC300 MTS TOP 600 MTS GRADU 1617 COT INT 8CU1200 TOP 2000 MTS
LINEA 7	4AC4500 MTS TOP 5500 MTS INTER 80 RASH ICE MOD BTN 5/6.5 MILFT TURB LIG BTN 34/38 MILFT.
LINEA 8	SCIC SCTC COT INT 8SC450 MTS TOP 700 MTS GRADU 1415 8CU1200 MTS TOP 3000 MTS 4AC4500 MTS
LINEA 9	TOP 5500 MTS 80 RASH ICE MOD BTN 4/10 MILFT TURB NULA
LINEA 10	CORD SCXT PLANCHON
LINEA 11	4CU3000 MTS TOP 8000 MTS 8AC3500 MTS TOP 8500 MTS 70 SN ICE LIG INC BTN 10/17 MILFT TURB LIG BTN 34/38 MILFT

Pronóstico de Vientos y Temperaturas en Altura

LINEA 12	QAO QMX
LINEA 13	SCSE SCIC
LINEA 14	05/32020/00 10/32030/57 15/32040/67 20/32060/75 25/32060/85
LINEA 15	30/32070/95 35/30080/98 40/30100/01 ISOTERMA CERO 5000FT
LINEA 16	SCIC SCTC
LINEA 17	05/32005/53 10/32010/60 15/29020/71 20/29020/71 20/29030/75 25/29040/87
LINEA 18	30/29040/98 35/29040/01 40/29040/03 ISOTERMA CERO 4000 FT

Pronóstico de Terminal

LINEA 19	TAF
LINEA 20	SCSE 1206 VRB05KT 9999 8SCO25 GRADU 1516 4CUO40 GRADU 1819 28005KT
LINEA21	SCEL 1206 VRB05KT 4000 05HZ 8SC040 GRADU 1617 24005KT 8CU040
LINEA 22	4AC150 INTER 80 RASH
LINEA 23	SCTI 1206 VRB05KT 4000 05HZ 8SCO40 GRADU 1617 24005KT 8CU040
LINEA 24	4AC150 GRADU 0102 VRB05KT INTER 80 RASH
LINEA 25	SCTB 1206 VRB05KT 9999 6CI250 GRADU 1617 4000 05HZ 8CU040 4AC150
LINEA 26	INTER 80 RASH=
LINEA 27	SCIE 1206 35008KT 9999 8SCO15 GRADU 1415 8CU040 4AC150 80 RASH=

Figura 5.31 Pronóstico Nacional emitido el día 16 de Junio de 1988

Pronóstico de Area Descodificado

Línea 1

161057 SCEMYMYX Datos del remitente.

16	Día del mes
1057	Hora de depósito del pronóstico UTC
SCEMYM	Sud América, Chile, Dirección Meteorológica.
YX	Designador común del Centro de Mensajes.

Línea 2

ROUTE FCST SCSE SCTC VALID 1206 UTC

ROUTE FCST	Pronóstico de Area
SCSE SCTC	Tramo considerado, en este caso corresponde al sector La Serena -Temuco.
VALID 1206	Período de validez. Desde las 12 hasta las 06 UTC del día siguiente.
UTC	Hora Tiempo Universal Coordinado

Línea 3

APG RUTA AFECTADA POR SISTEMA FRONTAL FRIO

APG	Apreciación general del área. Se da lo más relevante (sinópsis).

RUTA AFECTADA POR SISTEMA FRONTAL FRIO.
Resumen que ha hecho el previsionista de la condición más significativa en el área.

Línea 4

JTST SECTOR SCSE 40.000 FT 30100 KT

JTST	Corriente de chorro
SECTOR SCSE	Ubicación de la corriente de chorro, Sector La Serena
40.000 FT	Altura a la cual se encuentra el núcleo de la corriente de chorro, en pies
FT	Abreviatura de la unidad utilizada"pie"
30	Dirección del viento en la corriente de chorro (300º grados).
100 KT	Intensidád del viento en la corriente de chorro. 100 nudos.
KT	Abreviatura de la unidad utilizada.Nudo.

Línea 5

SCSE SCIC	Indica que la información que vendrá, se refiere al tramo La Serena-Curicó.

Línea 6

COT INT 8SC300 MTS TOP 600 MTS GRADU 1617 COT INT 8CU1200 MTS TOP 2000 MTS

COT	Abreviatura de costa.
INT	Abreviatura de interior.
8	Cantidad de cielo cubierto (ocho octavos).
SC	Tipo de nubosidad. stratocúmulos.
300 MTS	Altura de la nubosidad 300 metros
TOP	Se refiere al tope de la nubosidad mencionada anteriormente.
600	Valor en metros del tope de la nubosidad
MTS	Unidad utilizada "metros".
GRADU	Indica un cambio gradual durante el período señalado a continuación.
1617	Período en que se espera que ocurra un cambio gradual. Entre 16 y 17 UTC.
COT INT	Abreviatura de costa e interior explicada en otro párrafo.
8	Cantidad de cielo cubierto.
CU	Abreviatura del tipo de nubosidad. cúmulos.
1200 MTS	Altura de la nubosidad, 1200 metros.
TOP	Tope de la nubosidad en grupo anterior.
2000 MTS	Altura del tope de la nubosidad, 2000 metros.

Línea 7

4AC4500 MTS TOP 5500 MTS INTER 80 RASH ICE MOD BTN 5/6.5 MILFT TURB LIG BTN 34/38 MILFT

4	Cantidad de cielo cubierto en la segunda capa nubosa (cuatro octavos)
AC	Tipo de nubosidad, altocúmulos.
4500 MTS	Altura de la nubosidad media pronósticada; 4500 metros.
TOP	Tope de la nubosidad.
5500 MTS	Altura del tope de la nubosidad 5500 metros.

INTER	Indica que el fenómeno que viene a continuación se producirá en forma itermitente dentro del período.
80	Clave de tiempo presente que identifica la condición meteorológica afectando el área, chubascos de lluvia débil.
RASH (Rain Shower)	Abreviatura de chubasco de lluvia.
ICE	Abreviatura de formación de hielo.
MOD	Abreviatura de moderado.
BTN (between)	Abreviatura que se usa para indicar los niveles en que predominará un fenómeno.
5/6.5 MILFT	Niveles en que se espera que ocurra el fenómeno pronosticado, en miles de pies.
TURB LIG	Abreviatura de turbulencia ligera. También se usa SEV (severa) y MOD (moderada).
BTN	Abreviatura que indica los niveles en que predominará el fenómeno pronosticado.
34/38 MILFT	Niveles en que se espera el tipo de turbulencia pronosticada, en miles de pies.

Línea 8

SCIC SCTC COT INT 8SC450 MTS TOP 700 MTS GRADU 1415 8CU1200 MTS TOP 3000 MTS 4AC4500 MTS

SCIC SCTC	Señala que la información que viene en seguida corresponde al tramo Curicó-Temuco.
COT INT	Abreviatura de costa e interior.
8	Cantidad de cielo cubierto por la nubosidad que se enuncia a continuación, 8 octavos
SC	Tipo de nubosidad, stratocúmulos
450 MTS	Altura que corresponde a la base de la nubosidad pronósticada, expresada en metros.
TOP	Tope de la nubosidad.
700 MTS	Altura que corresponde al tope de la nubosidad, expresada en metros.
GRADU	Indica un cambio gradual.
1415	Período en el que se estima ocurra un cambio gradual, entre 14 y 15 UTC.
8	Cantidad de cielo cubierto por la nubosidad que se enuncia a continuación, 8 octavos.
CU	Abreviatura de tipo de nubosidad, cúmulos.
1200 MTS	Altura de la base de la nubosidad pronosticada, 1.200 metros.
TOP	Tope de la nubosidad.
3000 MTS	Altura del tope de la nubosidad, 3.000 metros.
4	Cantidad de cielo cubierto por la segunda capa, 4 octavos.
AC	Tipo de nubosidad de la segunda capa, altocúmulos.
4500 MTS	Altura de la base de la segunda capa, 4.500 metros.

Línea 9

TOP 5500 MTS 80 RASH ICE MOD BTN 4/10 MILFT TURB NULA

TOP	Tope de la nubosidad.

5500 MTS	Altura del tope de la nubosidad, 5.500 metros
80	Clave de tiempo presente que indica la condición meteorológica afectando el tramo. Chubascos de lluvia débil.
RASH	Abreviatura de chubasco de lluvia.
ICE	Abreviatura de formación de hielo.
MOD	Abreviatura de moderada.
BTN	Abreviatura que indica los niveles en que predominará el fenómeno.
4/10 MILFT	Niveles en que se espera el fenómeno de formación de hielo
TURB	Abreviatura de turbulencia.
NULA	Se utiliza para indicar la no existencia de un fenómeno. En este caso reemplaza el valor del nivel de turbulencia.

Línea 10

CORD SCXT PLANCHON

CORD	Abreviatura que se usa para indicar el tramo Cordillera Central.
SCXT	Abreviatura que indica el inicio del tramo Cordillera. Corresponde a "El Cristo Redentor"
PLANCHON	Textual, corresponde al fin del tramo referido. A la cuadra de Curicó

Línea 11

4CU3000 MTS TOP 8000 MTS 8AC3500 MTS TOP 8500 MTS 70 SN ICE LIG INC BTN 10/17MILFT TURB LIG BTN 34/38 MILFT

4	Cantidad de cielo cubierto, 4 octavos.
CU	Tipo de nubosidad, cúmulos.
3000 MTS	Altura de la base de la nubosidad, 3.000 metros.
TOP	Abreviatura que se refiere al tope de la nubosidad.
8000 MTS	Valor asociado al tope de la nubosidad, 8.000 metros.
8	Cantidad de cielo cubierto por la segunda capa, 8 octavos.
AC	Tipo de nubosidad, altocúmulos.
3500 MTS	Base de la nubosidad, 3.500 metros.
TOP	Abreviatura que se refiere al tope de la nubosidad.
8500 MTS	Tope de la nubosidad. 8.500 metros.
70	Código de la clave de tiempo presente que significa caída intermitente de copos de nieve.
SN (Snow)	Abreviatura que significa, nieve.
ICE	Abreviatura de formación de hielo.
LIG	Abreviatura que indica una condicón ligera.
INC (In Clouds)	Abreviatura que se utiliza para expresar un fenómeno entre nubes.
BTN	Abreviatura que se usa para indicar los niveles entre los cuales predominará un fenómeno.
10/17 MILFT	Niveles que indican un espesor afectado. En este caso por formación de hielo, expresado en miles de pies.
TURB	Abreviatura que indica turbulencia.

LIG	Abreviatura usada para indicar la intensidad de un fenómeno. En este caso asociado a TURB, significa turbulencia ligera.

BTN | Abreviatura que se usa para indicar los niveles entre los cuales predominará un fenómeno.

34/38 MILFT | Niveles que indican la ocurrencia del fenómeno en miles de pies.

Pronóstico de Vientos y Temperaturas en Altura Descodificado

Línea 12

QAO QMX

QAO	Abreviatura del código Q que significa viento en altura.
QMX	Abreviatura del código Q que significa temperatura en altura. QAO QMX se usan juntas para indicar que a continuación vienen grupos con viento y temperatura en altura.

Línea 13

SCSE SCIC	Indica que la información siguiente se refiere al tramo La Serena - Curicó.

Línea 14

05/32020/00 10/32030/57 15/32040/67 20/32060/75 25/32060/85

05	Altura del primer nivel de vientos altos 5.000 pies.
32020	Dirección y velocidad del viento en el primer nivel. Significa 320 grados con 20 nudos.
00	Temperatura del primer nivel (0º C).
10	Altura del segundo nivel 10.000 pies.
32030	Dirección y velocidad del viento en el segundo nivel, 320 grados con 30 nudos
57	Temperatura del segundo nivel, 7º C. Se codifica agregando 50 al valor de la temperatura pronosticada, si es menor de 0º C.
15	Altura del tercer nivel, 15.000 pies.
32040	Dirección y velocidad del viento en el tercer nivel, 320 grados con 40 nudos.
67	Tempertaura pronosticada para el tercer nivel, -17º C
20	Altura del cuarto nivel, 20.000 pies.
32060	Dirección y velocidad del viento en el cuarto nivel, 320 grados con 60 nudos.
75	Temperatura del cuarto nivel, -25º C.
25	Altura del quinto nivel, 25.000 pies.
32060	Dirección y velocidad del viento en el quinto nivel, 320 grados con 60 nudos.
85	Temperatura del quinto nivel, -35º C

Línea 15

30/32070/95 35/30080/98 40/30100/01 ISOTERMA CERO 5000 FT

30	Altura del sexto nivel, 30.000 pies.
32070	Dirección y velocidad del viento en el sexto nivel, 320 grados con 70 nudos.
95	Temperatura pronosticada para el sexto nivel, -45º C

35	Altura del séptimo nivel, 35.000 pies.
30080	Dirección y velocidd del viento en el séptimo nivel, 300 grados con 80 nudos.
98	Temperatura en el séptimo nivel, -48º C.
40	Altura del octavo nivel, 40.000 pies.
30100	Dirección y velocidad del viento en el octavo nivel, 300 grados con 100 nudos.
01	Temperatura en el octavo nivel, -51º C.
ISOTERMA CERO	Indica que a continuación viene la altura de la isoterma de cero grados.
5000	Altura promedio de la isoterma de cero grados en el tramo SCSE SCIC,5.000 pies
FT	Unidad utilizada, pie.

Línea 16

SCIC SCTC	Indica que la información siguiente es para el tramo Curicó-Temuco.

Líneas 17 y 18

Su significado es similar a de las líneas 14 y 15.

Pronostico de Terminal Descodificado

Línea 19

TAF	Abreviatura que significa pronóstico de terminal.

Línea 20

SCSE 1206 VRB05KT 9999 8SC025 GRADU 1516 4CU040 GRADU 1819 28005 KT.

SCSE	Terminal para el cual se ha hecho el pronóstico que viene a continuación. La Serena.
1206	Período para el cual es válido el pronóstico, 12 a 06 UTC.
VRB05KT	Grupo que corresponde a dirección y velocidad del viento. En este caso la abreviatura VRB reemplaza a la dirección y su significado es " variable". El grupo completo puede ser reemplazado y en su lugar colocar 99905.
05KT	Velocidad del viento pronosticada. 5 nudos.
9999	Grupo que corresponde a la visibilidad horizontal. En este caso particular, significa que hay visibilidad mayor de 10 km. Si fuera 7 km. se codifica 7000.
8	Cantidad de cielo cubierto.
SC	Tipo de nubosidad, stratocúmulo.
025	Altura de la nubosidad, 750 mts. Factor de conversión 30. Multiplicado por 100 da altura de la nubosidad en pies (2500).
GRADU	Indica que habrá un cambio gradual en el período indicado a continuación.
1516	Período dentro del cual se espera que ocurra un cambio en las condiciones meteorológicas. Entre 15 y 16 UTC.
4	Cantidad de cielo cubierto.
CU	Tipo de nubosidad, cúmulos.
040	Altura de la nubosidad, 1.200 mts.
GRADU	Indica que habrá un cambio gradual en el período especificado a continuación.
1819	Período en el que se espera ocurra un cambio gradual de las condiciones meteorológicas.Entre 18 y 19 UTC.

28005	Dirección y velocidad del viento, 280 grados con 5 nudos.
KT	Indica que la velocidad del viento se ha dado en nudos.

Línea 21

SCEL 1206 VRB05KT 4000 05HZ 8SC040 GRADU 1617 24005KT 8CU040

SCEL	Terminal para el cual se ha hecho el pronóstico que viene a continuación. Pudahuel.
1206	Período de válidez del pronóstico, 12 a 06 UTC.
VRB05KT	Grupo que indica la dirección y velocidad del viento pronosticado, "variable 5 nudos".
4000	Visibilidad pronosticada, 4.000 metros.
05HZ	Grupo que indica la razón por la cual estará reducida la visibilidad.
05	Clave de tiempo presente que significa visibilidad reducida por bruma.
HZ	Abreviatura que significa bruma.
8	Cantidad de cielo cubierto.
SC	Tipo de nubosidad, stratocúmulo.
040	Altura de la nubosidad, 1.200 metros.
GRADU	Indica que habrá un cambio gradual en el período especificado a continuación.
1617	Período dentro del cual se espera que haya un cambio gradual de las condicones meteorológicas, entre las 16 y 17 UTC.
24005	Dirección y velocidad del viento, 240 grados con 5 nudos.
KT	Abreviatura de la unidad utilizada, nudos
8	Cantidad de cielo cubierto, 8 octavos.
CU	Tipo de nubosidad con la cual estará el cielo cubierto, cúmulos.
040	Altura de la nubosidad, 1.200 metros.

Línea 22

4AC150 INTER 80 RASH

4	Cantidad de cielo cubierto.
AC	Tipo de nubosidad, altocúmulos.
150	Altura de la nubosidad, 4.500 metros. Nótese el factor de conversión 30.
INTER	Variación intermitente de corta duración.
80	Clave de tiempo presente que significa chubascos de lluvia.
RASH	Abreviatura que significa chubasco de lluvia.

Línea 23

SCTI 1206 VRB05KT 4000 05HZ 8SC040 GRADU 1617 24005KT 8CU040

SCTI	Terminal para el cual se ha hecho el pronóstico que viene a continuación. Los Cerrillos.
	Resto del pronóstico es idéntico a la línea 21 ya explicada.

Línea 24

4AC150 GRADU 0102 VRB05KT INTER 80 RASH

4	Cantidad de cielo cubierto.
AC	Tipo de nubosidad, altocúmulos.
150	Altura de la nubosidad 4.500 metros
GRADU	Cambio gradual
0102	Período dentro del cual se espera que haya un cambio gradual. Entre las 01 y 02 UTC.
VRB05KT	Velocidad del viento pronosticado. Variable 5 nudos.
INTER	Variación intermitente de corta duración.
80 RASH	Chubascos de lluvia.

Línea 25

SCTB 1206 VRB05KT 9999 6CI250 GRADU 1617 4000 05HZ 8CU040 4AC150

SCTB	Terminal para el cual se ha hecho el pronóstico que viene a continuación. Tobalaba
1206	Período de válidez del pronóstico. 12 a 06 UTC.
VRB05KT	Vientos Variables 5 nudos.
9999	Visibilidad mayor de 10 kms.
6	Cantidad de cielo cubierto
CI	Tipo de nubosidad. Cirrus.
250	Altura de la nubosidad 7.500 metros.
GRADU	Cambio Gradual.
1617	Período dentro del cual se espera que haya un cambio gradual. Entre las 16 y 17 UTC.
4000	Visibilidad pronósticada 4.000 metros
05HZ	Reducida por bruma
8CU040	8 octavos de cúmulos a 1.200 metros.
4AC150	4 octavos de altocúmulos a 4.500 metros.

Línea 26

INTER 80 RASH	Intermitente. Chubascos de lluvia.

Línea 27

SCIE 1206 35008KT 9999 8SC015 GRADU 1415 8CU040 4AC150

80 RASH

SCIE	Terminal para el cual se ha hecho el pronóstico que viene a continuación. Carriel Sur.
1206	Período de válidez del pronóstico. 12 a 06 UTC.
35008KT	Viento de los 350º , 8 nudos.
9999	Visibilidad mayor de 10 kms.
8SC015	8 octavos stratocúmulos a 450 metros
GRADU 1415	Cambio gradual entre 14 y 15 UTC.
8CU040	8 octavos cúmulos a 1.200 metros.
4AC150	4 octavos de altocúmulos a 4.500 metros
80 RASH	Chubascos de lluvia.

Advertencia Meteorológica en Vuelo. Son advertencias por condiciones meteorológicas, pronosticadas u observadas, potencialmente peligrosas que pueden afectar la seguridad de las operaciones aéreas. Se emiten sin horario preestablecido. Existen 3 tipos de Advertencias Meteorológicas en Vuelo.

En Chile se emite la denominada **SIGMET** que debe incluir la existencia o posible ocurrencia de uno o más de los siguientes fenómenos meteorológicos durante el período indicado en ella:

Area de tormenta activa.
Ciclones tropicales.
Línea de turbonada severa.
Granizo severo.
Turbulencia severa.
Hielo severo.
Ondas de montaña.
Tormenta de polvo o arena.
Presencia de ceniza volcánica.

Su formato consiste en un encabezamiento y un texto. En el encabezamiento se identifica la oficina emisora, el tipo de advertencia y su período de validez.

El texto contiene la información de los fenómenos considerados potencialmente peligrosos, junto con toda la información en detalle necesaria (descripción, ubicación).

Reportes Meteorológicos para la Aviación. Frecuentemente hay cambios muy rápidos en las condiciones meteorológicas existentes al momento de realizar un vuelo en relación a las pronosticadas o mostradas en las cartas. Por lo tanto, para contar con la última y más reciente información meteorológica, se efectúan observaciones en numerosas estaciones a lo largo del país. Cuando esta información meteorológica observada es grabada y transmitida se transforma en Reporte Meteorológico (**AIREP**).

En Chile hay dos tipos de Reportes disponibles: (1) Reportes Aeronáuticos de Superficie (METAR), (2) Reportes de Pilotos (PIREPS). En los países que cuentan con los equipos respectivos, existe un tercer tipo conocido como Reportes de Radares Meteorológicos (**RAREP**).

Reporte Aeronáutico de Superficie. (METAR). Son reportes emitidos cada hora de las condiciones de tiempo presente, por diferentes estaciones a lo largo del país, ubicadas principalmente en aeropuertos y aeródromos . Son


```
ZCC-ZMC355
GG SCFAYMYX SCEYMYX SCRDYMYX SCELYMYX SCTIYMYX
SCMDYMYX SCTBYMYX SCBQYMYX SCBIYMYX SCBLYMYX
SCCHYMYX SCIEYMYX SCEFYMYX SCTCYMYX SCVDYMYX
SCJOYMYX SCBAYMYX SCTNYMYX SCIPYMYX SCGEYMYX
SCACYMYX
161800  SCTEYFYX
SACH    SCTE 161800
SCTC    31004KT 9999 4SC025 2010 1014 HR 53 2CC200 =
SCON    32012KT 5000 25RESH 4ST004 8SC017 15/14 1800 HR 93 =
SCAC    33018KT 8000 50 DZ 4ST010 5CU015 13/11 011 HR 93 =
SCJO    30010KT 9999 80RASH 8CU027 16/12 1012 HR 78 =
SCTE    35010KT 9999 6SC017 8AS070 16/09 1011 HR 65 =
SCVD    31012KT 9999 3CU020 4SC030 7AS080 16/10 1015 HR 71 =
SCSR    32008KT 9999 80RASH 8CU030 1509 1022 HR 65 =
SCTN    33012/25KT 5000 80RASH 5CU020 8AS060 1411 1007 HR 85 =
SCST    36004KT 7000 61RA 6CU017 8NS040 1514 1007 HR 97 =
SCFT    23011/30KT 5000 81XXSH 8CU030 1507 1000 HR 60 =
SCAP    19020KT 6000 80RASH 7CU035 1509 1006 HR 68 =
SCCY    18006KT 7000 21RERA 2ST025 4CU036 15/10 996 HR 64 4SC040
        PRECIP   DISTANCIA =
SCCC    27020KT/30KT 8000 80RASH 7CU030 15/10 993 HR 79 =
SCHR    36012KT 9999 6CU035 18/03 997 HR 34 =
SCBA    31018/40KT 9999 80RASH 6CU030 13/07 IE EE 994 HR 65 =
```

Figura 5-32. Reporte Aeronáutico de Superficie (METAR) emitido el día 16 de junio de 1988 correspondiente a las 18:00 UTC (14:00 hora local).

transmitidos a través de circuitos de teletipos en una forma abreviada estandar.

Los pilotos deben familiarizarse con sus contracciones, abreviaciones y símbolos a modo de poder leerlos. Rápida y facilmente se pueden adquirir los conocimientos para interpretarlos.

Su formato incluye un encabezamiento que identifica la oficina emisora, fecha y hora; para luego listar la información ordenada en la misma secuencia, para el reporte de cada estación. La siguiente es una lista del orden en que se entrega la información:

Designación de la estación.
Viento, dirección, velocidad y características.
Visibilidad, observaciones.
- Tiempo significativo (lluvia, niebla, nieve,etc.)
- Nubosidad

Temperatura del aire y temperatura del punto de rocío.
Presión atmosférica (QNH).
Humedad relativa.
Observaciones.

En la Fig. 5-32 se reproduce un reporte aeronáutico de Superficie (METAR) correspondiente a varias estaciones del Sur de Chile ubicadas entre la Novena y Décima Primera Región. Este reporte es explicado detalladamente a continuación.

Reporte Aeronáutico de Superficie Descodificado (METAR)

GG SCFAYMYX SCEMYMYX SCRDYMYX SCELYMYX SCMDYXYX SCTBYMYX SCTIYMYX

GG	Prioridad de Metares
SCFAYMYX	Clave internacional de 8 dígitos que indica los destinatarios del mensaje. Se explica sólo la primera.
SCFA	Indicador de lugar. En este caso Antofagasta /AP Cerro Moreno.
YM	Meteorología.
YX	Letras para completar 8 dígitos.

161800 SCTEYFYX

161800	Corresponde al día 16 del mes a las 1800 horas UTC
SCTE	Puerto Montt/AP El Tepual
YF	Radio estación.
YX	Letras para completar 8 dígitos.

SACH SCTE 161800

CODIGOS DE METEOROLOGIA AERONAUTICA

METAR : Reporte Rutinario de Aviación

METAR CCCC GGgg $dddff/f_mf_m$
VVVV $RV_RV_RV_RV_R/D_RD_R$ w'w' $N_sCCh_sh_sh_s$
ó
CAVOK

TAF : Pronóstico de Aeródromo

TAF CCCC G1G1 G2G2 $dddff/f_mf_m$
VVVV w'w' $N_sCCh_sh_sh_s$
ó
CAVOK

CODIGO w'w' : Tiempo Presente (METAR) ó Tiempo Previsto (TAF)

04	FU	Humareda	58 al 63	RA	Lluvia
05 y 06	HZ	Bruma en Polvo	64 y 65	XXRA	Lluvia Fuerte
07	SA	Tempestad de Polvo o Arena	66	FZRA	Lluvia Engelante
08	PO	Remolino de Polvo	67	XXFZRA	Lluvia Fte. Engte.
10	BR	Neblina	68	RASN	Lluvia y Nieve
11 y 12	MIFG	Niebla Baja	69	XXRASN	Lluvia y Nieve Fte.
17	TS	Tormenta	70 al 73	SN	Nieve
18	SQ	Turbonada	74 y 75	XXSN	Nieve Fuerte
19	FC	Trombas	77	SG	Granos de Nieve
20	REDZ	Llovizna Reciente	79	PE	Bolas de Hielo
21	RERA	Lluvia Reciente	80	RASH	Chubascos
22	RESN	Nieve Reciente	81 y 82	XXSH	Chubascos Fuertes
23	RERASN	Lluvia y Nieve Reciente	83	RASN	Chub. de Lluv. y Nve.
24	REFZRA	Lluvia Engelante Reciente	84	XXRASN	Chub. Lluv/Nve. Fte.
25	RESH	Chubascos Recientes	85	SNSH	Chub. de Nieve
26	RESNSH	Chubascos de Nieve Reciente	86	XXSN	Chub. Fte. de Nve.
27	REGR	Chubasco de Granizo Reciente	87 y 88	GR	Grzo. Mendo. y Bldo..
29	RETS	Tormentas Recientes	89	GR	Granizo
30 al 32	SA	Tempestad de Polvo o Arena	90	XXGR	Granizo Fuerte
33 al 35	XXSA	Tempestad Fuerte de Polvo o Arena	91	RA	Lluvia
36 y 37	DRSN	Ventisca	92	XXRA	Lluvia Fuerte
38 y 39	BLSN	Ventisca Alta	93	GR	Granizo
40 y 41	BCFG	Niebla en Bancos	94	XXGR	Granizo Fte.
42 al 47	FG	Niebla	95	TS	Tormenta
48 y 49	FZFG	Niebla Engelante	96	TSGR	Tormente c/Granizo
50 al 53	DZ	Llovizna	97	XXTS	Tormenta Fte.
54 y 55	XXDZ	Llovizna Fuerte	98	TSSA	Tta. c/Temp. de polvo o arena
56	FZDZ	Llovizna Engelante			
57	XXFZDZ	Llovizna Fuerte Engelante	99	XXTSGR	Tta. Fte. c/Grzo.-

ALTURA DE LA BASE DE UNA CAPA DE NUBES ($h_sh_sh_s$)

000 = de 30 mts.	100 = 3000 mts.
001 = 30 mts.	110 = 3300 mts.
002 = 60 mts.	120 = 3600 mts.
003 = 90 mts.	etc... etc...
etc.. etc...	990 = 29700 mts.
099 = 2970 mts	999 = 30000 mts. o mts.

Figura 5-33. Códigos de meteorología aeronáutica.

SACH	Metar horario.
SCTE	Puerto Montt/AP El Tepual
161800	Día 16 a los 1800 horas UTC.

SCTC 31004KT 9999 4SC025 2010 1014 HR53 2CC200 =

SCTC	Temuco/AD Maquehue.
31004KT	Viento de los 310 grados con 4 nudos.
9999	Visibilidad ilimitada, más de 10 km. Cuando la visibilidad se expresa de esta forma significa que existe nubosidad.
4SC025	4 octavos de stratocúmulos a 750 metros. La altura de la base de la nubosidad indicada por las últimas 3 cifras da metros si se multiplica por 30, o pies si se multiplica por 100.
2010	Temperatura 20° C. Punto de Rocio 10° C.
1014	Presión atmosférica corregida a nivel del mar de la estación expresada en Hectopascales.
HR53	Humedad relativa de 53%.
2CC200	2 octavos de Cirroscumulus a 6000 metros
=	Fin reporte de esa estación.

SCON 32012KT 5000 25RESH 4ST004 8SC017 15/14 1008 HR 93 =

SCON	Quellon/AD Quellón.
32012KT	Viento de los 320 grados con 12 nudos.
5000	Visibilidad de 5000 metros.
25RESH	Código tiempo presente. Chubascos recientes.
4ST004	4 octavos de stratos a 120 metros.
8SC017	8 octavos de stratocúmulus a 510 metros.
15/14	Temperatura 15° C. Punto de Rocio 14° C.
1008	Presión atmosférica de 1008 Hectopascales.
HR 93	Humedad relativa 93%

SCAC 33018KT 8000 50DZ 4ST010 5CU015 13/11 1011 HR 93 =

SCAC	Ancud/AD Pupelde
33018KT	Viento de los 330 grados con 18 nudos
8000	Visibilidad 8000 metros
50DZ	Llovizna
4ST010	4 octavos de stratos a 300 metros.
5CU015	5 octavos de cúmulos a 450 metros.
13/11	Temperatura 13° C. Punto de Rocio 11° C.
1011	Presión atmosférica 1011 hectopascales.
HR93	Humedad relativa 93%.

SCJO 30010KT 9999 80RASH 8CU027 16/12 1012 HR78 =

SCJO	Osorno/AD Cañal Bajo
33018KT	Viento de los 330 grados con 10 nudos.
9999	Visibilidad ilimitada.
80RASH	Chubascos.
8CU027	8 octavos cúmulos a 810 metros.

16/12	Temperatura 16º C Punto de Rocio 12º C.
1012	Presión atmosférica 1012 hectopascales.
HR78	Humedad relativa 78%.

SCTE 35010KT 9999 6SC017 8AS070 16/09 1011 HR 65 =
SCVD 31012KT 9999 3CU020 4SC030 7AS080 16/10 1015 HR 71 =
SCSR 32008KT 9999 80RASH 8CU030 1509 1022 HR 65 =

Corresponde a los informes de tiempo presente en El Tepual, Pichoy y Segundo Corral que se interpretan en la misma forma que los ejemplos anteriores.

SCTN 33012/25KT 5000 80RASH 5CU020 8AS060 1411 1007 HR 85 =

SCTN	Chaitén/AD Chaitén
33012/25KT	Viento de los 330 grados con 12 a 25 nudos. Resto del reporte se interperta en la misma forma que ejemplos anteriores.

Algunos términos y abreviaciones de uso común en los METAR se explican a continuación:

CAVOK — Techo y visibilidad OK.

- Visibilidad 10 Km. o más.
- Ninguna nubosidad por debajo de 1500 metros (5000 pies) o por debajo de la mayor altitud mínima del sector, de ambos valores el mayor, y ningún cumulonimbus.
- Ninguna precipitación, tormenta, niebla baja ni ventisca baja.

La información sobre visibilidad, el alcance visual de la pista, el tiempo presente y la cantidad, tipo y altura de las nubes, se reemplazará en los informes meteorológicos por el término CAVOK.

Su significado es diferente para cada estación, dependiendo de la topografía del terreno circundante y de si el aeródromo posee un sistema de aproximación por instrumento

EEE	Significa error y se transcribe nuevamente la información.
SKC	Cielo claro.

Reporte de Pilotos (AIREP). La información más oportuna y provechosa para completar el vacío entre las distintas estaciones de observación, son los reportes y observaciones realizadas por los pilotos durante el vuelo. Las aeronaves en vuelo son el único medio directo de observar el tope de las nubes, la formación de hielo y la turbulencia.

Los reportes de pilotos ordenan la información en la secuencia siguiente: una vez ubicado el fenómeno en relación a un punto de chequeo conocido, se transcribe la hora en UTC; nivel de vuelo; tipo de aeronave; nubosidad con altura de la base y tope; temperatura; dirección y velocidad del viento; intensidad de la turbulencia; su altura y tipo; intensidad y tipo de formación de hielo y cualquier otra observación.

Carta de Superficie. La carta de superficie es uno de los elementos usados para la predicción meteorológica que más se ha difundido; ella nos muestra el estado de la atmósfera a una hora determinada y se confecciona en base a las observaciones meteorológicas de cientos de estaciones, todas efectuadas simultaneamente. De estas observaciones, la que sirve de base, es la Presión Atmosférica. Para hacer los valores comparables, la presión se corrige al nivel del mar y se trazan líneas que unen todos los puntos con el mismo valor. Es decir, si Puerto Montt, Chillán y Santiago tienen 1020 Hpa de presión, es posible trazar una línea que una los tres puntos mencionados. Esa línea se denomina ISOBARA, y en Chile se traza cada 5 Hpa.

Al analizar la Carta de Superficie se delimitan, las áreas de altas y bajas presiones indicándoselas con la lectura "ALTA" o "BAJA", según sea el caso; sistemas frontales; vaguadas y dorsales. En las altas presiones, el viento gira en el sentido contrario a los punteros del reloj, y en las bajas presiones lo hace en el mismo sentido que los punteros del reloj (hemisferio sur).

En la Carta de Superficie (Fig. 5-34) es posible observar la ubicación precisa de los sistemas frontales . En las áreas oceánicas, donde los datos meteorológicos son escasos (Juan Fernández e Isla de Pascua), su ubicación se logra por medio de información satelítica.

Carta de Tiempo Significativo La Carta de Tiempo Significativo es prepa-

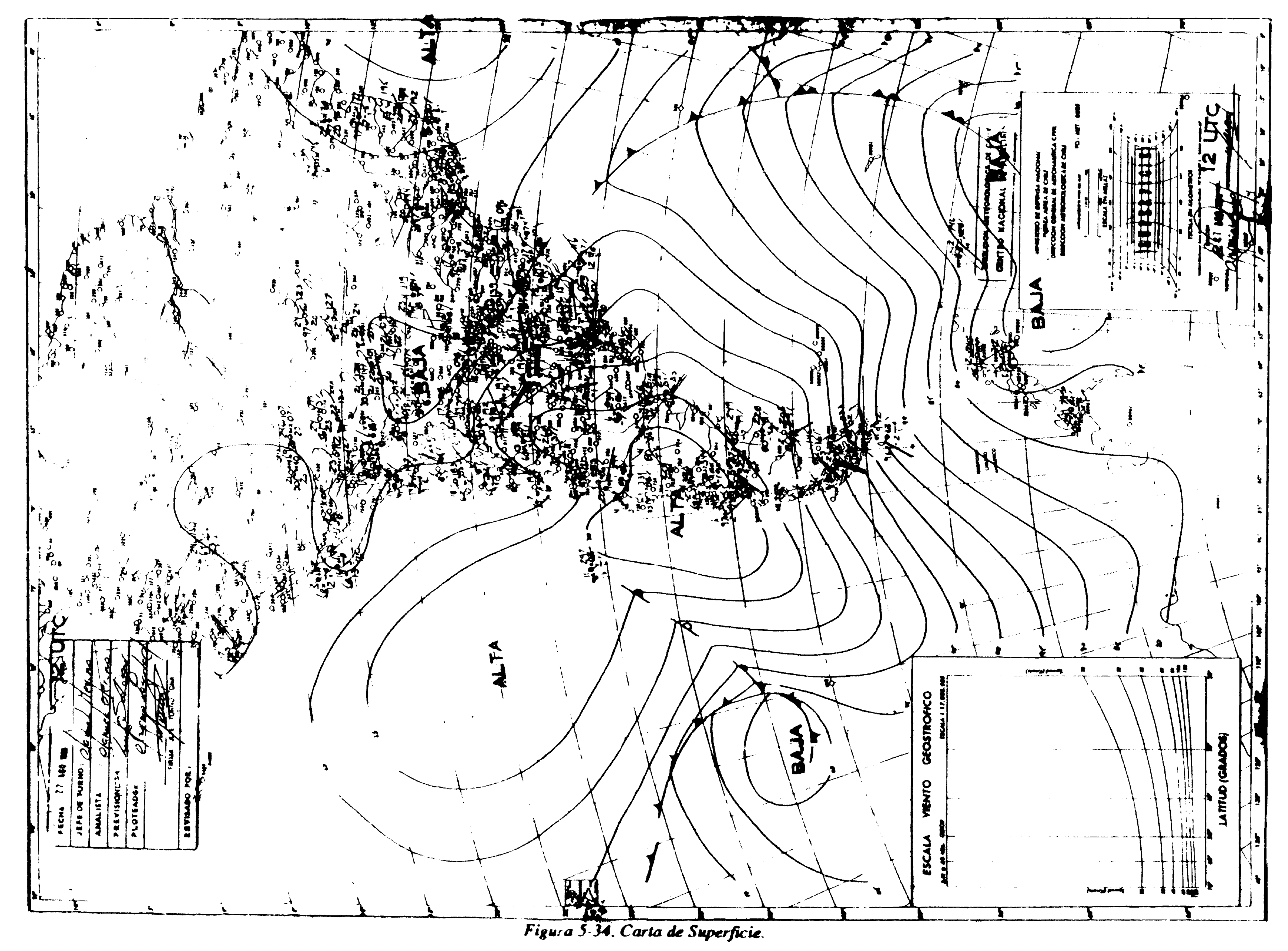


Figura 5-34. Carta de Superficie.

rada empleando la información de los Reportes Meteorológicos Aeronáuticos de Superficie (Metar), información de altura y satelítica. Da una visión rápida de las condiciones del tiempo, para la hora válida establecida en la carta. Esta carta se abrevia hasta una cierta extensión y contiene sólo una parte de la información del tiempo de superficie. Sin embargo, en ella se puede visualizar rápidamente las áreas donde existe nubosidad y fenómenos meteorológicos significativos. Esta carta muestra en mejor forma los frentes y centros de altas y bajas presiones y se considera que es la información más apropiada para iniciar un briefing meteorológico para una planificación de vuelo.

Actualmente no se prepara en forma rutinaria en Chile, pero sí a solicitud.

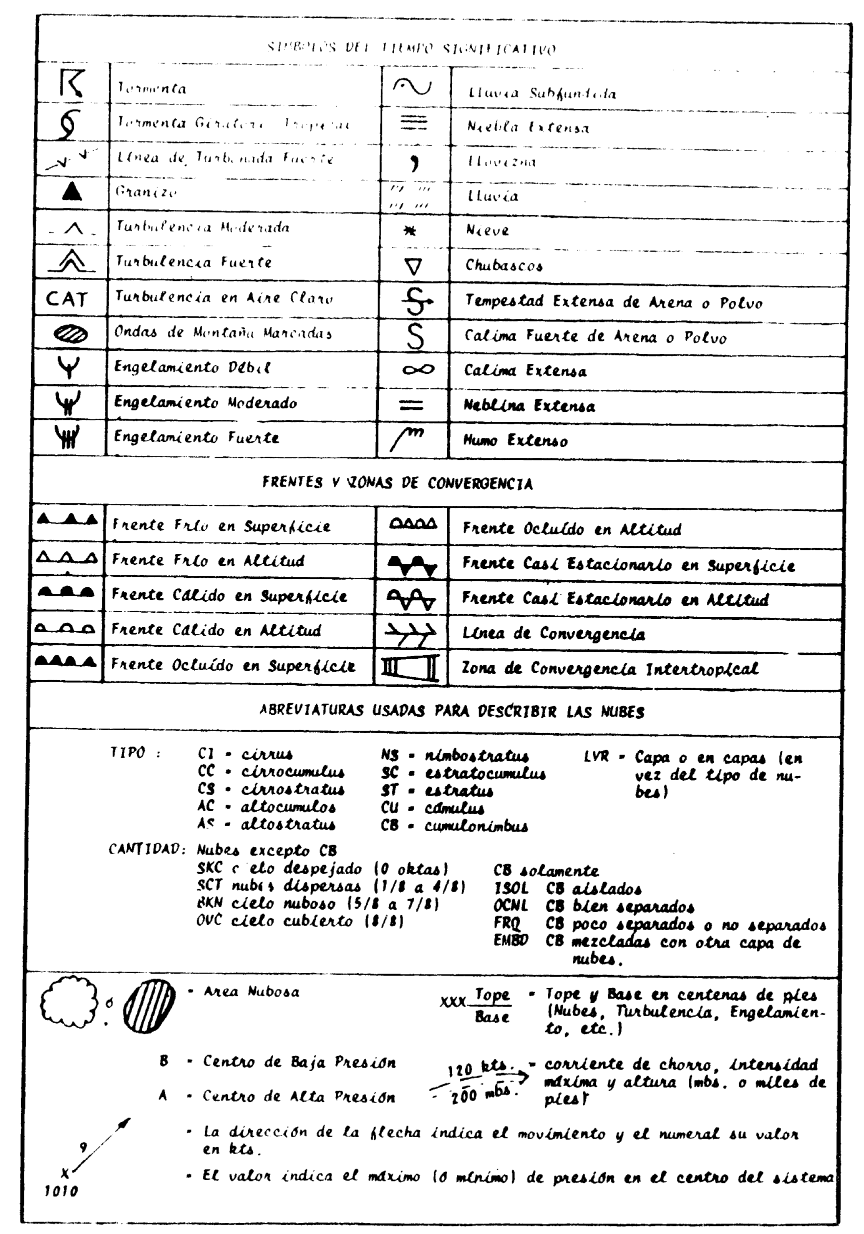


Figura 5-35. Símbolos del tiempo significativo.

CAPITULO VI - CALCULOS BASICOS USANDO COMPUTADORES O CALCULADORAS ELECTRONICAS

Casi cualquier tipo de navegación requiere la solución de sencillos problemas aritméticos que comprenden tiempo, velocidad, distancia y consumo de combustible. Además, el efecto del viento sobre el avión debe conocerse y debe ser incluido en estos cálculos. Para resolver tales problemas rápidamente y con una exactitud razonable, hay disponible para el uso una variedad de computadores de navegación y de calculadoras electrónicas. La mayoría de los fabricantes suministran folletos de instrucción explicando el uso de su computador o calculadora en particular.

Los siguientes problemas de navegación tienen la intención primordial de servir de prática. Cualquier computador de navegación o calculadora electrónica puede ser utilizado para resolver estos problemas siguiendo los procedimientos descritos en las instrucciones del fabricante.

Las respuestas obtenidas de los diferentes computadores de navegación o calculadoras puede variar algo de las respuestas dadas en este manual. La cantidad de la variación dependerá del tipo de computador o calculadora utilizado. Sin embargo, si el procedimiento utilizado para resolver estos problemas es correcto, esta variación debe ser mínima.

Determinación del Tiempo en Ruta para un Vuelo. En la planificación de prevuelo, el piloto debe calcular la velocidad terrestre estimada basada en los pronósticos de vientos de altura. Después de calcular la velocidad terrestre, junto con la distancia a volar, se pueden usar estos valores para determinar el tiempo total para el vuelo.

Problemas de Práctica. Si es mantenida una velocidad terrestre de (a) ...., ¿cuánto tiempo será necesario para volar una distancia de (b) ....? Sustituya las siguientes cantidades en los espacios en blanco (a) y (b) y resuelva:

	(a)		*(b)*	
	(nudos)	*(mph)*	*(NM)*	*(millas)*
1.	107	123	250	288
2.	123	142	320	370
3.	139	160	205	236
4.	152	175	365	420
5.	157	181	68	78
6.	135	156	43	49

NOTA: Las respuestas correctas se indican abajo:

1. 2 horas 20 minutos
2. 2 horas 36 minutos
3. 1 hora 28 minutos
4. 2 horas 24 minutos
5. 26 minutos
6. 19 minutos

Determinación de la Velocidad Terrestre durante el Vuelo. Durante el vuelo, un piloto puede desear determinar la velocidad terrestre real. Una vez en el curso a altitud, velocidad aérea y potencia de crucero, el piloto verifica la hora de pasada por un punto de verificación conocido. Se mantiene un rumbo constante y se verifica nuevamente la hora cuando se pasa sobre un segundo punto de verificación. La distancia entre los puntos de verificación es medida sobre la carta y se anota el tiempo demorado en volar esta distancia. Con estas dos cifras, se puede determinar la velocidad terrestre.

Problemas de Práctica. Si un avión vuela (a) ...... millas en (b)...... minutos, ¿cuál es su velocidad terrestre? Sustituya las siguientes cantidades en los espacios en blanco (a) y (b) y resuelva:

	(a)		*(b)*
	(NM)	*(millas)*	*(minutos)*
1.	30	34.5	12
2.	10	11,5	5
3.	13	15,0	8
4	27	31,0	15

	(a) (NM)	(millas)	(b) (minutos)
5.	32	37,0	16
6.	27	31,0	10,5

NOTA. Las respuestas correctas se indican abajo:

1. 150 nudos (172 mph)
2. 120 nudos (138 mph)
3. 98 nudos (112 mph)
4. 108 nudos (124 mph)
5. 120 nudos (138 mph)
6. 154 nudos (177 mph)

Determinación del Tiempo de Vuelo Total Disponible. Un tipo de problema de consumo de combustible que debe poder resolver un piloto es determinar el tiempo de vuelo total disponible basado en la cantidad de combustible utilizable.

Problemas Prácticos. Si un avión lleva (a)........ galones de combustible utilizable y la razón de consumo de combustible es (b)...... galones por hora, ¿cuál es el tiempo de vuelo total disponible? Sustituya las siguientes cantidades en los espacios en blanco (a) y (b) y resuelva:

	(a) (galones)	(b) (gals/hora)
1.	36	9
2.	45	8,5
3.	37	7
4.	55	13
5.	18	6,3

NOTA: Las respuestas correctas se indican abajo:

1. 4 horas
2. 5 horas 18 minutos
3. 5 horas 17 minutos
4. 4 horas 14 minutos
5. 2 horas 51 minutos

Determinación del Combustible Total Utilizado en un Vuelo. Un piloto también debe poder determinar cuánto combustible será utilizado durante un vuelo.

Problemas de Práctica. ¿Cuánto combustible será utilizado durante un vuelo de (a)...... si la razón de consumo de combustible es de (b)...... galones por hora? Sustituya las siguientes cantidades en los espacios en blanco (a) y (b) y resuelva:

	(a) (tiempo)	(b) (gals/hora)
1.	3 hrs.	7
2.	3 hrs. 30 mins.	11
3.	2 hrs. 20 mins.	9,5
4.	4 hrs. 15 mins.	10,3
5.	5 hrs. 10 mins.	13,7

NOTA: Las respuestas correctas se indican abajo:

1. 21 galones
2. 38,5 galones
3. 22,2 galones
4. 43,7 galones
5. 71 galones.

Determinación de la Velocidad Aérea Verdadera. Para poder calcular correctamente la velocidad terrestre y el rumbo, un piloto debe determinar la velocidad aérea verdadera.

Problemas de Práctica. Encuentre la TAS cuando se dan las siguientes altitudes de presión, temperaturas e IAS:

	Altitud (pies)	Temperatura (°C)	IAS (nudos)	(mph)
1.	5.000	0	120	138
2.	4.000	−10	145	167
3	4.000	+10	145	167
4.	7.500	+10	145	167
5.	6.500	−15	150	172

NOTA Las respuestas correctas se indican abajo:

1. 128 nudos (147 mph)
2. 149 nudos (172 mph)
3. 154 nudos (178 mph)
4. 165 nudos (190 mph)
5. 160 nudos (184 mph)

Conversión de Nudos a Millas por Hora. Dado que los pronósticos de vientos en altura dan la velocidad del viento en nudos, un piloto debe poder convertir nudos en millas por hora, si se desea, para determinar el rumbo y la velocidad terrestre correctos. Dado que "nudos" significa en efecto "millas náuticas por hora", el problema es convertir millas náuticas en millas estatutas.

Problemas prácticos. Si se da las siguientes velocidades del viento en nudos, encuentre la velocidad en millas estatutas por hora.

1. 20 nudos
2. 16 nudos
3. 26 nudos
4. 40 nudos
5. 47 nudos

NOTA: Las respuestas correctas se indican abajo:

1. 23 mph
2. 18,4 mph
3. 30 mph
4. 46 mph
5. 54 mph.

Solución de un Problema de Triángulo de Velocidades. El problema ilustrado es el que encontrará el piloto más a menudo y que debe resolver antes de despegar en un vuelo de travesía. Este es el problema en el cual se conoce el curso verdadero, la velocidad aérea verdadera, la dirección del viento y la velocidad del viento, y el piloto desea encontrar el rumbo verdadero y velocidad terrestre.

Problemas de Práctica. Con la Velocidad Aérea Verdadera (TAS), el Curso Verdadero (TC), velocidad del viento y dirección del viento dados, encuentre el ángulo de corrección (WCA), rumbo verdadero (TH) y la velocidad terrestre (GS).

		VIENTO		WCA			
TAS	TC	VELOCIDAD	DESDE	R+	L–	TH	GS
125	010º	35 NUDOS	150º				
122	267º	42 NUDOS	087º				
144	045º	15 NUDOS	315º				
137	140º	36 NUDOS	230º				
135	120º	20 NUDOS	060º				

NOTA: Las respuestas correctas se indican abajo:

	WCA	*TH*	*GS (nudos)*
1.	10º R	020º	150
2	0º	267º	164
3.	6º L	039º	143
4.	15º R	155º	132
5.	8º L	112º	124

CAPITULO VII - NAVEGACION

Todo piloto se siente orgulloso de su habilidad de navegar con precisión. Es un motivo de real satisfacción un vuelo que lo lleve directamente a su destino, recalando con toda seguridad de acuerdo a un plan predeterminado, sin sobresaltos ni pérdidas de tiempo motivados por una técnica de navegación deficiente.

La falta de habilidad y destreza en la navegación pueden llevar a situaciones desagradables y a veces peligrosas, en las cuales, el cambio de las condiciones meteorológicas, comienzo de la oscuridad o falta de combustible, pueden obligar al piloto a intentar un aterrizaje en condiciones desfavorables y riesgosas.

En su tiempo, la navegación fue considerada un arte difícil. Las mejoras recientes en los instrumentos, en cartas aeronáuticas, en técnicas de pilotaje y en ayudas a la navegación permiten a los pilotos actuales planificar sus vuelos con confianza y llegar a su destino de acuerdo al plan. El requerimiento principal para tener éxito en la navegación es el conocimiento de unos pocos hechos simples y la habilidad de aplicar el buen juicio basado en estos hechos.

Esta discusión sobre navegación está dirigida principalmente a aquellos pilotos que no poseen una habilitación para vuelo por instrumentos. A medida que se logra mayor experiencia de vuelo, se deseará un mayor conocimiento de navegación. Esto se puede obtener con un posterior estudio utilizando otros materiales. El propósito principal de este manual es proporcionar información de valor práctico cuando se vuela bajo las Reglas de Vuelo Visual (VFR).

Para navegar exitosamente, un piloto debe poder determinar en cualquier momento la posición de su avión en relación a la superficie de la tierra, y la navegación o ubicación de posición se logra mediante uno o más de los siguientes métodos:

1.- **Navegación Observada** (por referencias visuales a puntos característicos del terreno).
2.- **Navegación Estimada** (Calculada la dirección y la distancia desde una posición conocida).
3.- **Radionavegación** (mediante el uso de radioayudas).
4.- **Navegación Astronómica** (por referencia al sol, la luna u otros cuerpos celestiales).

La forma básica de navegación para el piloto principalmente es la Navegación Observada. Se debe dominar primero este método. Sin embargo, una comprensión de los principios de Navegación Estimada permitirá al piloto efectuar los cálculos necesarios de tiempo de vuelo y de consumo de combustible. El aumento creciente de equipos de radio en los aviones privados hace muy deseable que el piloto tenga un conocimiento cabal sobre su uso tanto para la navegación como para las comunicaciones. La Navegación Astronómica no se utiliza de manera alguna en aviones pequeños y no será tratada en este manual.

Cartas Aeronáuticas. El Servicio Aerofotogramétrico (SAF) de la Fuerza Aérea de Chile publica y vende cartas aeronáuticas del territorio chileno. En Estados Unidos, la National Ocean Survey (NOS) publica y vende cartas aeronáuticas de su país y de países del mundo cuyas ediciones del territorio chileno son recomendables. Los tipos de cartas mas comunmente utilizados por los pilotos VFR son:

1.-**Cartas Seccionales y de Area Terminal VFR** (no existentes aún en Chile). La escala de la carta Seccional es de 1:500.000 (1 centímetro = 2,7 NM) y la escala de una carta de Area Terminal VFR es de 1 : 250.000 (1 centímetro = 1,35 NM).

Estas cartas han sido diseñadas para la navegación visual de aviones de velocidad lenta/mediana. La información topográfica incluída en estas cartas consiste en la descripción del relieve y una juiciosa selección de puntos de referencia utilizados para el vuelo VFR. Los puntos de referencia incluyen lugares poblados, vías de agua, caminos, vías férreas y otros puntos de referencia característicos del terreno.

La información aeronáutica en las cartas Seccionales incluye ayudas visuales y radiales para la navegación, aeródromos, espacio aéreo controlado, áreas restringidas, obstrucciones e información relacionada. Las cartas de Area Terminal VFR describen el espacio aéreo designado como "Area de Control Terminal" las que se proveen para el control o segregación de todos los aviones dentro de estas áreas. La información encontrada en estas cartas es similar a aquella encontrada en las cartas Seccionales. Las ediciones de las cartas Seccionales como las de Area Terminal VFR, son revisadas cada seis meses.

2.- **Cartas Aeronáuticas Mundiales (WAC)**. La escala de estas cartas es de 1:1.000.000 (1 centímetro = 5,40 NM). El propósito de estas cartas es de contar con una serie estándar de cartas aeronáuticas cubriendo las áreas terrestres del mundo, a un tamaño y escala convenientes para la navegación de aviones de velocidad moderada.

La información topográfica incluída en estas cartas es de ciudades, pueblos, caminos principales, vías férreas, puntos característicos del terreno, vías de agua y relieve. Este último se le muestra como puntos con su elevación, contornos y su gradiente coloreada.

La información aeronáutica incluye las ayudas visuales y radiales para la navegación, aeródromos, áreas restringidas, obstrucciones y otra información pertinente. Estas cartas son publicadas, revisadas y puestas al día anualmente por el National Ocean Survey de Estados Unidos.

En Chile, el Servicio Aerofotogramétrico de la Fuerza Aérea de Chile ha preparado y publicado periódicamente Cartas Aeronáuticas Mundiales que cubren el territorio nacional y pueden ser adquiridas en las dependencias del Servicio, ubicadas en el aeródromo "Los Cerrillos".

3.- **Cartas de Planificación Aeronáutica.**. La escala de las Cartas de Planificación es de 1:2.333.232 (1 pulgada = 32 MN). El propósito de esta carta es de cumplir los requisitos para la planificación de vuelos largos. Los puntos claves seleccionados deben ser transferidos a cartas locales más detalladas para su uso en el vuelo mismo.

La Figura 7-1 muestra un mapa del cono Sur de Sudamérica sobre el cual se ha sobrepuesto en clave la identificación de las Cartas Aeronáuticas Mundiales publicadas por el SAF, indicando el área de Chile que cubre cada una de ellas.

Es de vital importancia que los pilotos verifiquen la fecha de publicación de cada carta aeronáutica que utilecen. *Las cartas obsoletas deben ser descartadas y reemplazadas por ediciones nuevas.* Esto es importante debido a que constantemente se realizan modificaciones de información aeronáutica. Estas incluyen los cambios en las frecuencias de radioayudas , obstrucciones nuevas, cierre temporal o permanente de ciertas pistas y aeródromos, y otros peligros temporales o permanentes para la seguridad del vuelo. Para asegurarse de que la carta aeronáutica usada se encuentre al día, verifique los boletines correspondientes como asimismo las notificaciones, actualizaciones o Notams que guardan relación con ella.

Mientras estudia este capítulo utilice como guía, la Carta Aeronáutica Mundial CA-3 LA SERENA - CONCEPCION publicada por el SAF. El piloto debe experimentar poca dificultad en la lectura de estas cartas aeronáuticas. En muchos aspectos, son similares a los mapas camineros para automó-

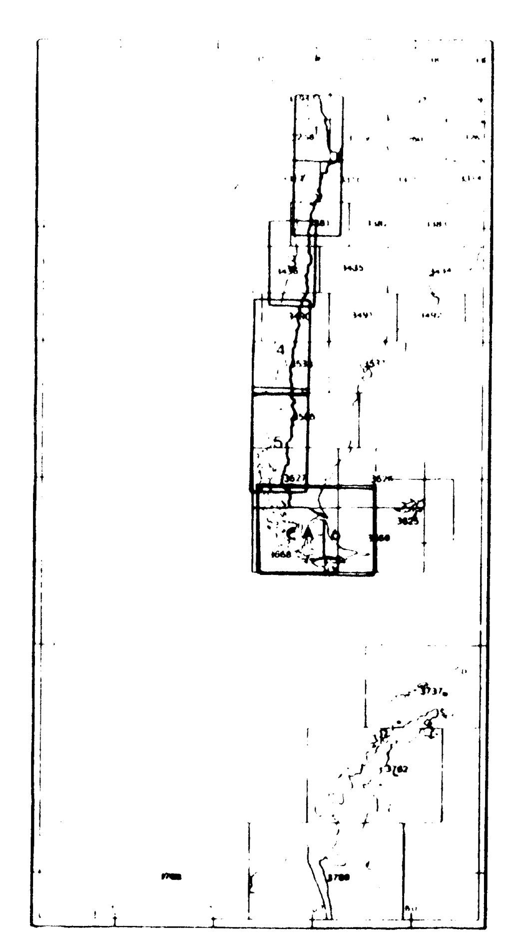


Figura 7-1 Diagrama de ubicación Carta Aeronáutica Mundial del SAF.

viles. En cada carta aparece el nombre o título de la carta. La leyenda de la carta muestra diversos símbolos aeronáuticos, como también información concerniente al terreno y elevaciones del contorno. Al referirse a la leyenda, se pueden identificar los símbolos aeronáuticos, topográficos y de obstrucciones (tales como chimeneas, torres de radio y de televisión).

Recuerde, sin embargo, que cierta información en las cartas aeronáuticas puede estar obsoleta, dependiendo de la fecha de publicación. Verifique la información concerniente a la fecha de publicación de la carta para determinar que se esté utilizando la última edición.

Relieve. La elevación de la superficie del terreno, el relieve, se muestra en las cartas aeronáuticas mundiales mediante líneas de contorno color café dibujadas a intervalos de 1.000 pies. Las áreas delimitadas son realzadas mediante diversos tintes, según se indica en la leyenda de color que aparece en cada carta.

La manera en que las cotas expresan elevación, forma y grado de pendiente se muestra en la Figura 7-2. El bosquejo en la parte superior de la figura representa el valle de un río corriendo entre dos colinas. En primer plano está el mar y una bahía parcialmente encerrada por una lengua de arena. En cada costado del valle hay una terraza en la cual pequeños riachuelos han erosionado barrancos estrechos. La colina de la derecha tiene una cima redondeada y laderas de inclinación suave separadas por quebradas. Las laderas están cortadas bruscamente por un acantilado junto al mar. La colina de la izquierda termina abruptamente en el valle en un farellón empinado y casi vertical, desde donde nace una ladera de pendiente suave formando una meseta inclinada atravesada por algunas quebradas poco profundas. Cada una de estas características está representada por líneas de contorno o cotas directamente debajo de su posición en el bosquejo. En la Fig. 7-2, los contornos representan diferencias de elevación sucesivas de 20 pies - es decir, el intervalo de las cotas es de 20 pies. Se utilizó un pequeño intervalo para ilustrar mejor las características del terreno que pueden ser visualizadas a través de los contornos.

Información Aeronáutica. La información aeronáutica en las cartas, en su mayor parte, no requieren explicación adicional. La información de aeródromos, obstrucciones verticales, instalaciones de radio y navegación y el espacio aéreo para uso especial que indica las zonas prohibidas, restringidas y peligrosas, están impresas en color azul. En los aeródromos principales y mixtos se indica la orientación por el trazado de sus pistas para una identificación más positiva y darle un valor de marca terrestre en vuelo VFR. A su costado se individualizan con su nombre y se imprime la elevación de la pista expresada en pies y su longitud expresada a la decena más cercana de metros.

Las radioayudas se identifican a si mismas transmitiendo su señal de identificación en Código Morse International. Las estaciones VOR usan identificadores de 3 letras, mientras que las estaciones de frecuencia media y baja usan identificadores de 1,2 ó 3 letras.

Otro elemento importante son los símbolos de obstrucciones verticales. La elevación del tope de la obstrucción sobre el nivel del mar se indica en pies, acompañada de una cifra entre paréntesis que indica la altura con respecto al terreno.

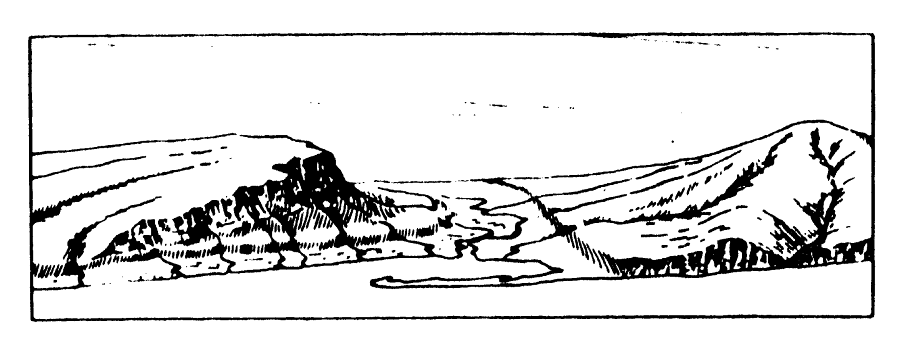




Figura 7-2. Altitud, forma e inclinación del terreno según lo indican las líneas de cotas en una carta.

También es importante la información de Cifras de Elevación Máxima (CEM).Cada cuadrángulo de un grado (1º) de latitud y longitud contiene un valor, impreso en color azul que representa la altitud mínima de sobrevuelo dentro del mismo, para mantenerse en un adecuado margen de seguridad. Esta medida es representada en miles y cientos de pies. Se omiten valores en los cuadrángulos donde la información es incierta o inadecuada. En áreas de relieve incierto, la CEM se indica por medio de una nota que abarque el área.

Ejemplo: 5^2 5.200 pies.

Ellas están basadas en la información disponible concerniente al punto característico más alto conocido dentro de cada cuadrángulo, incluyendo el terreno y las obstrucciones.

Las elevaciones específicas de ciertos puntos altos en el terreno son mostradas en las cartas mediante puntos acompañados de pequeñas cifras en color negro indicando la cantidad de pies sobre el nivel del mar. En el margen de la carta aparece una explicación para la mayoría de los símbolos utilizados en las cartas aeronáuticas. En la parte inferior de la carta aparece información adicional.

Marcas y Ayudas Luminosas en Aeródromos y Aerovías. En algunos países, donde existen ayudas luminosas para identificar aeródromos y aerovías, esta información aparece en las cartas Seccionales señalando cada faro con una estrella impresa en color azul o magenta.

Meridianos y Paralelos. El Ecuador es un círculo imaginario equidistante de los Polos de la Tierra. Los círculos paralelos al Ecuador (Líneas que corren al Este y al Weste) son PARALELOS DE LATITUD. Se les utiliza para medir distancias en grados de latitud al Norte o Sur del Ecuador. La distancia angular desde el Ecuador hasta el Polo es de un cuarto de círculo o 90º. América del Sur, sin considerar la Antártica, está comprendida entre la Latitud 15º N y 56º S; mientras que el territorio Antártico alcanza hasta la Latitud 90º S. Las flechas en la Fig.7-3 rotuladas "LATITUD" apuntan hacia las líneas de latitud.

Los MERIDIANOS DE LONGITUD corren desde el Polo Norte hasta el Polo Sur y cortan en ángulo recto el Ecuador. El "Meridiano Origen" que pasa a través de Greenwich , Inglaterra, es usado como la línea cero desde la cual se efectúan mediciones en grados Este y Weste hasta 180º. América del Sur queda comprendida entre la Longitud 35º W y 82º W. Las flechas de la Fig.7-3 rotuladas "LONGITUD" apuntan hacia las líneas de longitud.

Cualquier punto geográfico específico en la Tierra puede así ser ubicado por referencia a su Longitud y Latitud. Por ejemplo, la ciudad de Santiago está aproximadamente a 33º Latitud Sur, 71º Longitud Weste. Arica está aproximadamente a 18º Latitud Sur y 70º Longitud Weste.

Los meridianos son también útiles para designar los husos horarios. Un día es definido como el tiempo requerido para que la tierra efectúe una revolución completa de 360º. Dado que el día está dividido en 24 horas, la tierra gira a la razón de 15º grados por hora medidos en el Ecuador. Mediodía es la hora cuando el sol está directamente sobre un meridiano ; hacia el Weste de ese meridiano es mañana o A.M. (ante meridiano), hacia el Este, es la tarde o P. M. (pasado meridiano).

La práctica estándar es de establecer un huso horario por cada 15º de Longitud. Esto hace una diferencia de exactamente 1 hora entre cada huso. En América del Sur hay 3 husos horarios. Las líneas divisorias son algo irregulares, a causa de las conveniencias comerciales o políticas que pueden afectar a países o estados limítrofes.

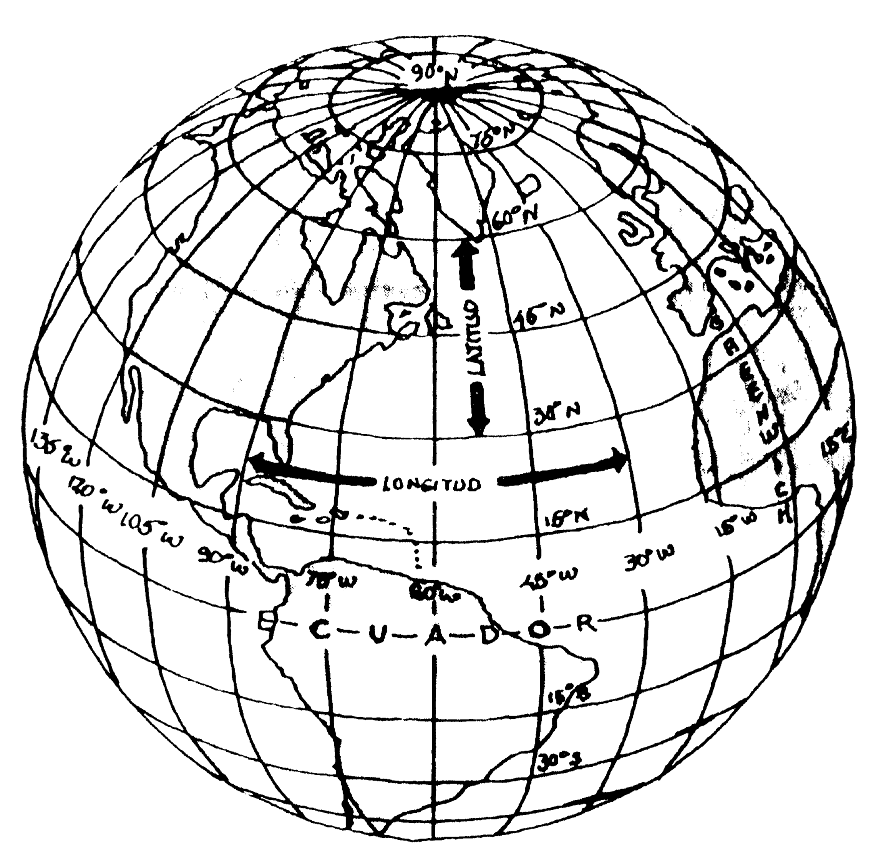


Figura 7-3. Meridianos y Paralelos – la base para la medición de tiempo, distancia y dirección.

La Fig.7-4 muestra las zonas horarias de América del Sur. Cuando el sol está directamente sobre el meridiano 60º, es mediodía en Chile, Argentina, Bolivia, Paraguay, Uruguay y Venezuela y el interior de Brasil. En ese mismo momento será la 1 PM en el sector oriente de Brasil; las 11 AM en Perú, Ecuador y Colombia y las 10 AM en la Isla de Pascua.

Estas diferencias de zonas horarias deben ser tomadas en cuenta durante los largos vuelos hacia el Este- especialmente si el vuelo debe ser completado antes de anochecer. Recuerde, se pierde una hora cuando se vuela hacia el

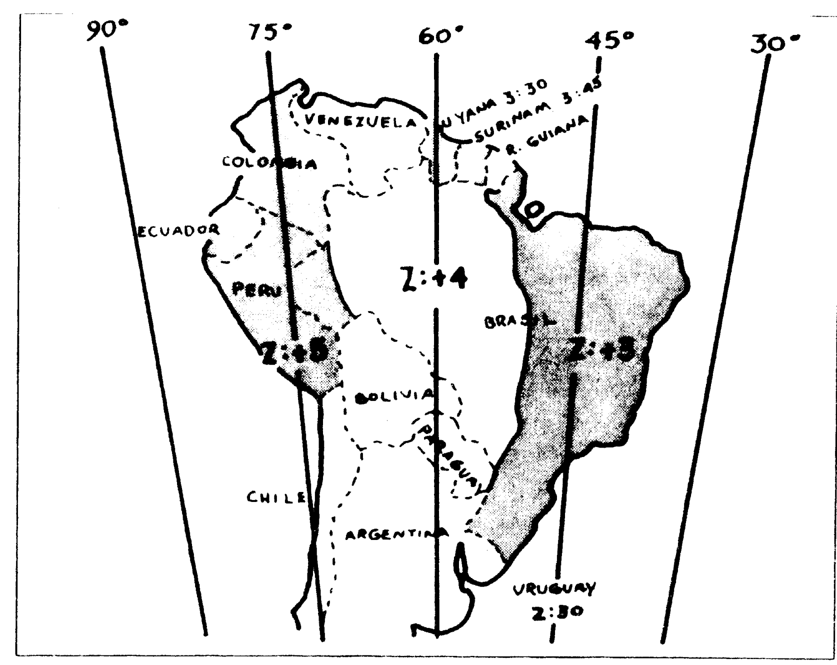


Figura 7-4. Cuando el sol está directamente sobre el meridiano, es mediodía en los puntos sobre ese meridiano. Esta es la base sobre la cual se establecen las zonas horarias.

Este desde una zona horaria hacia otra, o quizás aún cuando se vuela desde la orilla occidental hasta la orilla oriental de la misma zona horaria. Determine la hora de la puesta de sol en el destino consultando en las oficinas de Operaciones de los Aeródromos o en las Publicaciones de la Dirección General de Aeronáutica Civil (D.G.A.C.) y tome ésto en cuenta al planificar un vuelo hacia el Este.

En todas las operaciones aeronáuticas, el tiempo se expresa en términos de 24 horas y se usará la hora Tiempo Universal Coordinado (UTC). Los servicios de tránsito aéreo, de meteorología y de comunicaciones, así como los documentos publicados por el Servicio de Información Aeronáutica usan la hora UTC.

La diferencia en Chile de la Hora Media Local (Local Mean Time LMT) con el Tiempo Universal Coordinado (UTC) es de "menos 4 horas". No obstante lo anterior, anualmente se establece una diferencia de "menos 3 horas" a contar desde el segundo sábado de Octubre hasta el segundo sábado de Marzo. Comunmente se conoce la hora UTC como hora Zulu (Z).

La medianoche se designará como 2400 horas para indicar el fin del día y las 0000 para su principio. En los reportes de hora se emplearán grupos de cuatro cifras sin separación que indicarán horas y minutos. Por ejemplo, las 9 AM se expresan como 0900, las 10 horas 40 minutos PM como 2240.

Los grupos fecha-hora consisten en seis cifras, las dos primeras corresponden al día del mes y las cuatro siguientes a horas y minutos.

Medición de Dirección. Utilizando los meridianos, la dirección desde un punto a otro puede ser medida en grados, en el sentido de los punteros del reloj desde el Norte Verdadero. Para indicar un curso a seguir durante un vuelo, dibuje una línea sobre la carta desde el punto de partida hasta el destino y mida el ángulo que forma esta línea con un meridiano. La dirección es expresada en grados, según lo muestra la rosa del compás en la Fig. 7-5.

Dado que los meridianos convergen hacia los polos, la medición del cur-

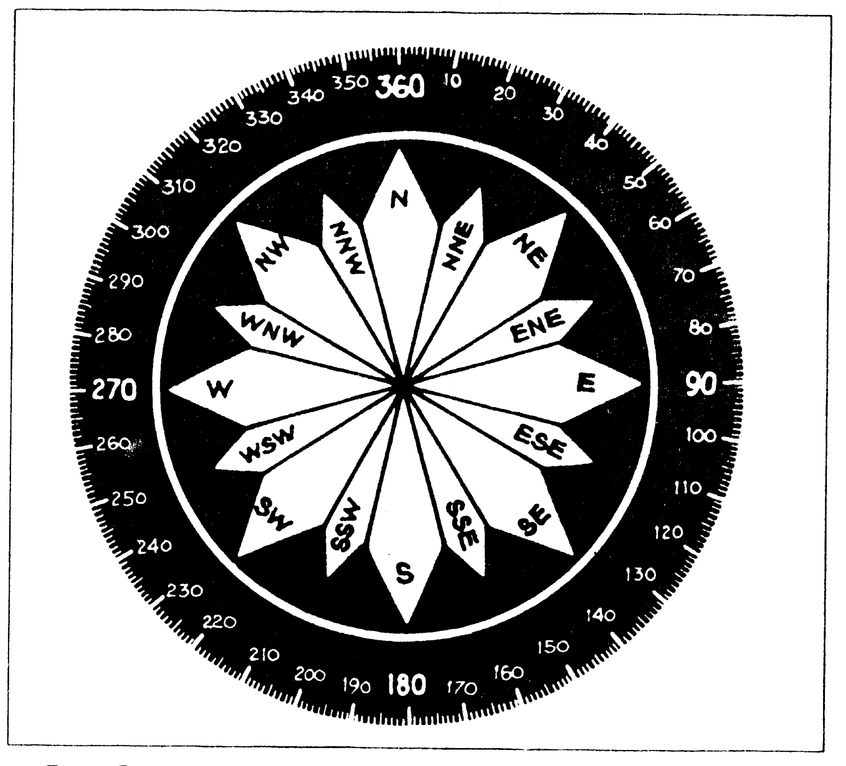


Figura 7-5. La rosa del compás permite al piloto determinar la dirección en función de grados de arco.

so debe hacerse sobre un meridiano cerca del punto medio del curso, más bien que en el punto de salida. El curso medido en la carta es conocido como *Curso Verdadero CV (True Course TC)*. Esta es la dirección medida por referencia a un meridiano o Norte Verdadero. Es la dirección de *intención* del vuelo medida en grados, en sentido de los punteros del reloj, desde el Norte Verdadero. Como se muestra en la Fig.7-6, la dirección desde A a B sería un curso verdadero de 65º, mientras que el viaje de regreso (a veces llamado recíproco) sería un curso verdadero de 245º.

El *Rumbo Verdadero RV (True Heading TH)* es la dirección hacia la cual apunta la naríz del avión durante el vuelo cuando se le mide en grados en el sentido de los punteros del reloj desde el Norte Verdadero. Generalmente, es necesario dirigir el avión en una dirección algo diferente al curso verdadero para contrarrestar el efecto del viento; el valor numérico del rumbo verdadero puede no corresponder a aquél del curso verdadero. Esto será discutido con mayores detalles en las secciones siguientes de este capítulo.

Para el propósito de esta discusión, suponga que existe una condición sin viento, bajo la cual coincidirían el *rumbo* y el curso. Así, para un curso verdadero de 65º, el rumbo verdadero sería de 65º. Como debemos volar guiados por el compás, es necesario efectuar correcciones por *Variación Magnética (VAR)* y *Desvío del Compás (DEV).*

Variación (VAR). La variación magnética es el ángulo formado entre el Norte Verdadero y el Norte Magnético en un lugar determinado. Se le expresa como *Variación Este* o *Variación Weste* dependiendo de si el Norte

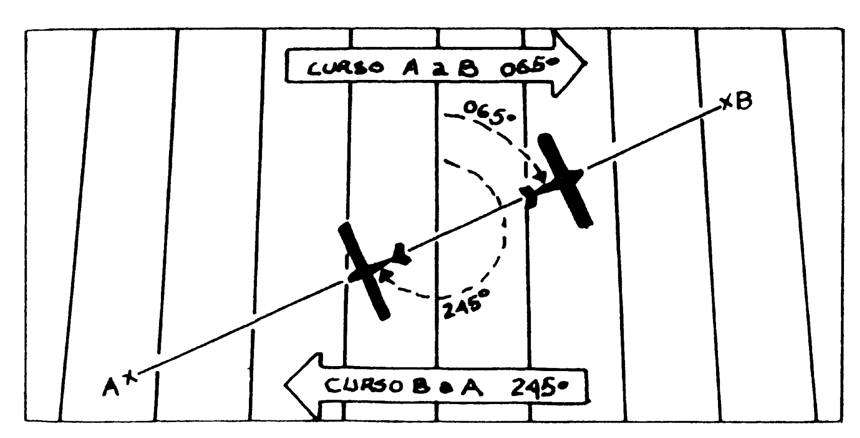


Figura 7-6. Los cursos son determinados por referencias a los meridianos en las cartas aeronáuticas.

NV
NM

Figura 7-7. Los meridianos magnéticos están en negro, los meridianos y paralelos geográficos están en gris. La variación es el ángulo entre un meridiano magnético y uno geográfico.

Magnético (NM) está hacia el Este o hacia el Weste del Norte Verdadero (NV) respectivamente.

El Polo Norte Magnético está ubicado cercano a la latitud 71° N, longitud 96° W-alrededor de 1.300 millas del Polo Norte Geográfico o Verdadero, según se muestra en la Fig.7-7. Si la Tierra estuviera magnetizada uniformemente, la aguja del compás apuntaría hacia el Polo Magnético, en cuyo caso la variación entre el Norte Verdadero (indicada por los meridianos geográficos) y el Norte Magnético (indicada por los meridianos magnéticos) podría ser medida en cualquier intersección de los meridianos.

En la realidad, la Tierra no está uniformemente magnetizada. Por este motivo, los meridianos magnéticos sufren deflexiones que en ciertos lugares alcanzan valores de varios grados. Es por eso que Institutos Geodésicos especializados han calculado en miles de puntos determinados de la Tierra el valor exacto de la variación magnética. La cantidad y dirección de la variación magnética, la cual cambia de valor en forma muy pequeña, de tiempo

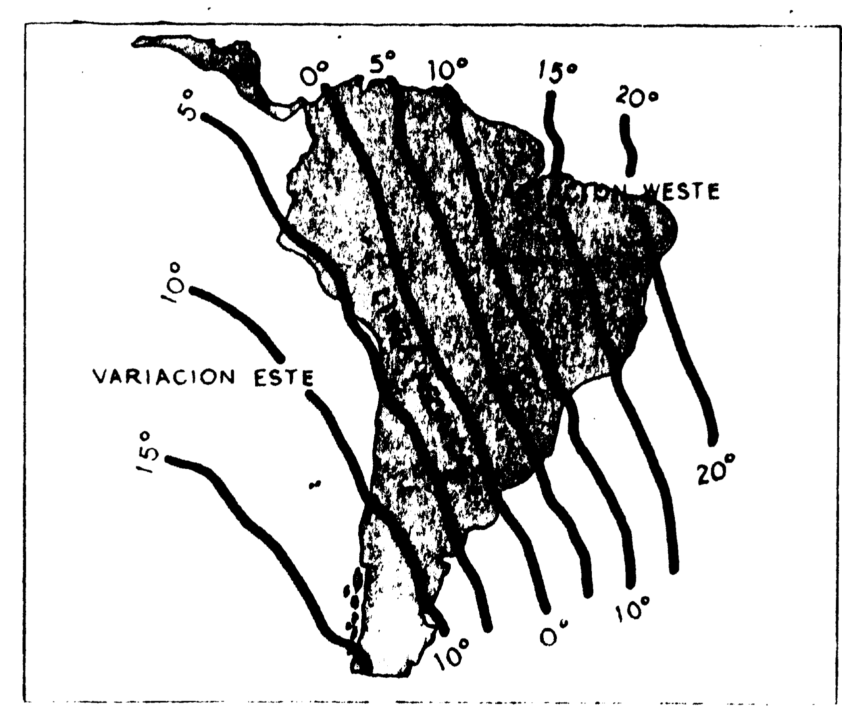


Figura 7-8. Una carta isogónica típica. Las líneas negras son líneas isogónicas que conectan puntos geográficos de idéntica variación magnética.

en tiempo, es indicada en la mayoría de las cartas aeronáuticas como líneas segmentadas rojas, magentas o azules, las cuales unen los puntos de igual variación magnética y se llaman *líneas isogónicas*. La línea que une los puntos en los cuales no hay variación entre el Norte Verdadero y el Norte Megnético se llama *línea agónica*. En la Fig. 7-8 se muestra una carta isogónica. Las curvas y desvíos menores en las líneas isogónicas y agónica son causados probablemente por condiciones geológicas inusuales que afectan a las fuerzas magnéticas en esas áreas.

En la costa occidental de Sud América, la aguja del compás indicará hacia el Este del Norte Verdadero y en la costa oriental, ella indicará hacia el Weste del Norte Verdadero. Sobre una línea imaginaria que corre aproximadamente desde Cartagena en Colombia a Buenos Aires, cruzando la selva del Brasil, el Norte Magnético coincidirá con el Norte Verdadero. (Compare las Figuras 7-8 y 7-9.).

Debido a que los cursos son medidos en referencia a los meridianos geográficos que apuntan hacia el Norte Verdadero; y que estos cursos son mantenidos con referencia al compás, el cual apunta a lo largo de un meridiano magnético en dirección general del Norte Magnético, la dirección *verdadera* debe ser convertida en dirección *magnética* para el propósito del vuelo. Se efectúa esta conversión sumando o restando la *variación* indicada por la línea isogónica más cercana al curso trazado en la carta. El rumbo verdadero, corregido en cuanto a variación magnética, es conocida como *Rumbo Magnético RM (Magnetic Heading MH).*

En Belem, Brasil, la variación es indicada como 14° W. Esto significa que el Norte Magnético está 14° al Weste del Norte Verdadero. Si se desea volar en un rumbo Norte Verdadero, se debe agregar 14° a los 360°, lo que resulta en un rumbo magnético de 14°. Se debe aplicar la misma corrección por variación al rumbo verdadero para obtener cualquier rumbo magnético en la localidad de Belem o en cualquier punto cerca de la línea isogónica "14° W". Por lo tanto, para volar hacia el Este, se debe volar un rumbo magnético de 104° (90° más 14°). Para volar hacia el Sur, el rumbo magnético sería de 194° (180° más 14°). Para volar hacia el Weste, este sería de 284° (270° más 14°). Para volar un rumbo verdadero de 60°, se debe volar un rumbo magnético de 74° (60° más 14°) (Fig.7-10).

Ahora supongamos que estamos en Puerto Aguirre-Chile, donde la línea isogónica nos indica una variación de "14° E". Esto significa que el Norte Magnético está a 14° al Este del Norte Verdadero. En esta forma, para volar a un rumbo Norte Verdadero se restarán estos 14° y deberá volarse a un rumbo magnético de 346° (360° menos 14°). Nuevamente los 14° deberán restarse del rumbo verdadero correspondiente para obtener el rumbo magnético en cualquier punto cercano a la línea isogónica "14° E". Es decir, para

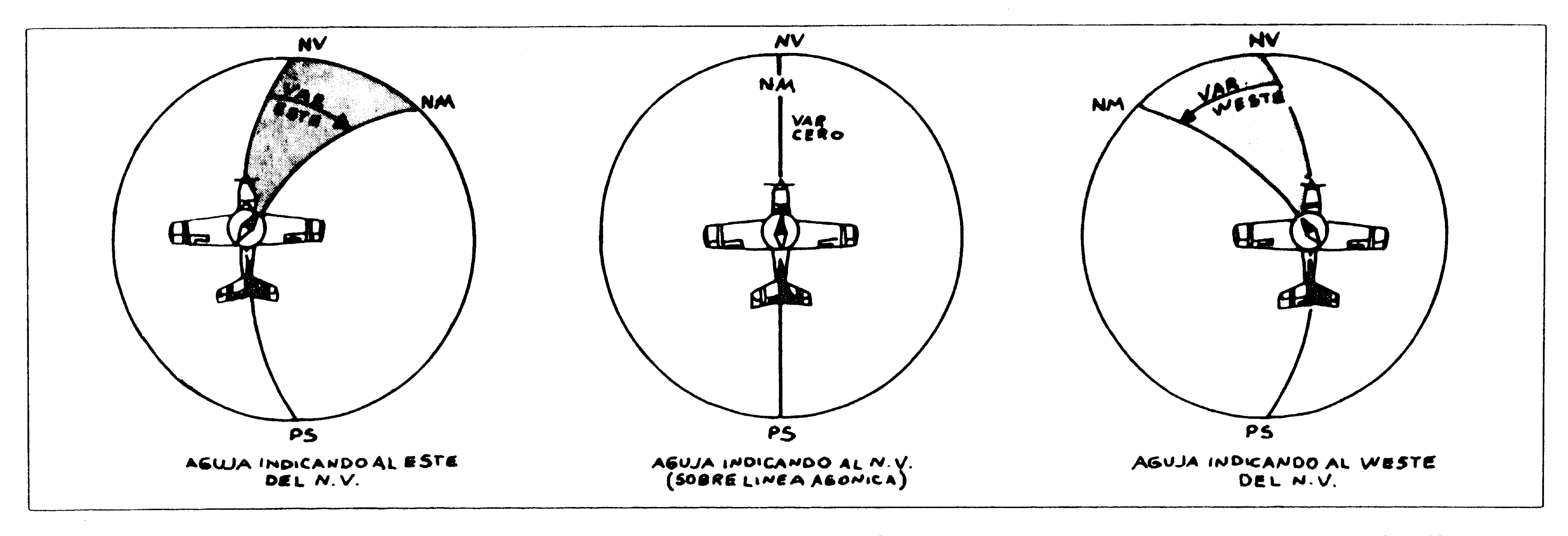


Figura 7-9. En un área de variación Este, la aguja del compás apunta hacia el Este del Norte Verdadero. En un área de variación cero, esta apunta hacia el Norte Verdadero. En un área de variación Weste, apunta hacia el Weste del Norte Verdadero.

volar al Este se usará un rumbo magnético de 76º (90º menos 14º), para volar al Sur el rumbo magnético será 166º (180º menos 14º); para volar al Weste será 256º (270º menos 14º); para volar a un rumbo verdadero de 60º, se usará el rumbo magnético de 60º -14º =46º (Fig.7-10).

En Resumen: Para convertir el curso o rumbo VERDADERO en curso o rumbo MAGNETICO, observe la variación indicada por la línea isogónica más cercana. Si la variación es Weste, sume; si es Este, reste.

Se debe idear algún método para recordar si sumar o restar la variación. Lo siguiente puede ser de ayuda: Reste si es Este. (en inglés:The West is best, the East is least).

Desviación (DEV). La determinación del rumbo magnético es un paso intermedio necesario para obtener la lectura correcta del compás para el vuelo. Para determinar el rumbo compás, se debe efectuar una corrección por el desvío del compás. Debido a las influencias magnéticas dentro del avión, tales como los circuitos eléctricos, radio, luces, herramientas, motor, partes metálicas magnetizadas, etc., la aguja del compás es deflectada frecuentemente de su lectura normal. Esta deflexión es el *desvío*. El desvío es diferente para cada avión; también puede variar para diferentes rumbos del mismo avión. Por ejemplo, si el magnetismo del motor atrae el extremo norte del compás, no habría efecto cuando el avión esté en un rumbo de Norte Magnético. En rumbos hacia el Este o Weste, sin embargo, las indicaciones del compás estarían desviadas, según se muestra en la Fig.7-11. La atracción magnética puede provenir de muchas otras partes del avión; la presunción de atracción magnética del motor es usada meramente con propósitos de ilustración.

El ajuste del compás, llamado *compensación* , puede efectuarse para reducir este error; pero la corrección restante debe ser aplicada por el piloto.

La mejor forma de efectuar la compensación correcta del compás es mediante un técnico competente. Dado que cambian las fuerzas magnéticas dentro del avión debido a golpes en el aterrizaje, vibraciones, trabajos mecánicos o cambios de equipos, el piloto debe hacer verificar periódicamente la desviación del compás. El procedimiento utilizado para verificar la desviación (llamado compensación) se describe brevemente.

El avión es colocado sobre una rosa de compás magnético dibujada en el pavimento, se pone en marcha el motor y se encienden los dispositivos eléctricos usados normalmente (tal como radio, luces, equipos). Los aviones del tipo convencional con rueda de cola deben ser levantados hacia la posición de vuelo. El avión es alineado con el norte magnético indicado en la rosa del compás en el pavimento y la lectura indicada en el compás es registrada en

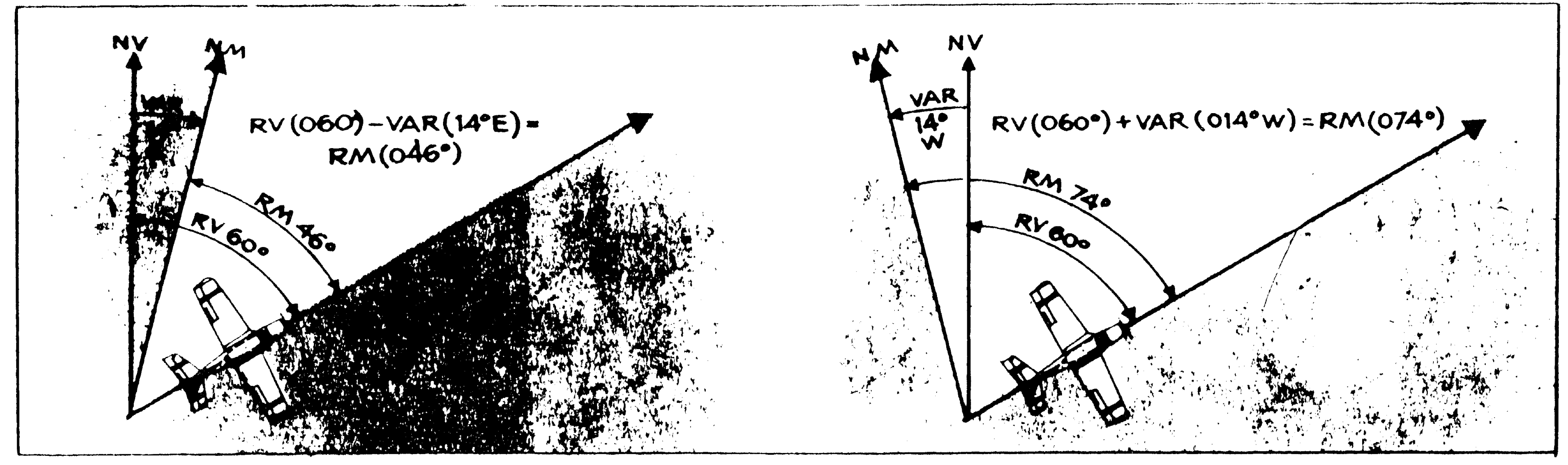


Figura 7-10. Relación entre Rumbo Verdadero (RV), Rumbo Magnético (RM) y Variación (VAR) en áreas de variación Este y Weste.

una *tarjeta de desviación*. El avión entonces es alineado a intervalos de 30º y se registra cada lectura. Si el avión va a ser volado de noche, se encienden las luces y se observa cualquier cambio significativo de lectura. De ser así, se efectúan anotaciones adicionales para uso nocturno.

La exactitud del compás también puede ser verificada comparando la lectura del compás con la dirección conocida de las pistas de aterrizaje.

En la carátula del compás se utilizan letras N, E, S, y W para el Norte, Este, Sur y Weste. El cero final es omitido de las marcas de grados de manera que las cifras escritas pueden ser más grandes y ser vistas con mayor facilidad.

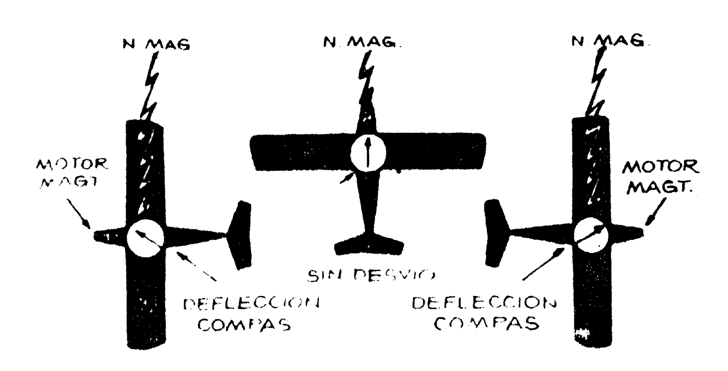


Figura 7-11. Las partes magnetizadas del avión causan que el compás se desvíe de su indicación normal.

Una tarjeta de desvío del compás, similar a la Fig. 7-12 va colocada cerca del compás, indicando la suma o resta requerida para corregir la desviación en diversos rumbos, generalmente a intervalos de 30º. Para lecturas intermedias, el piloto debe ser capaz de interpolar mentalmente con la exactitud suficiente. Por ejemplo, si el piloto necesitara la corrección para 195º y observara que la corrección para 180º es de 0º y para 210º es de +2º, él presumiría que la corrección para 195º sería de +1º. *El rumbo magnético, cuando es corregido por desviación, es conocido como Rumbo Compás. RC (Compass Heading CH).*

Para (magnético) ...	N	30	60	E	120	150
Oriente (compás) ...	0	28	57	86	117	148
Para (magnético) ...	S	210	240	W	300	330
Oriente (compás) ...	180	212	243	274	303	332

Figura 7-12. Tarjeta de desvío del Compás.

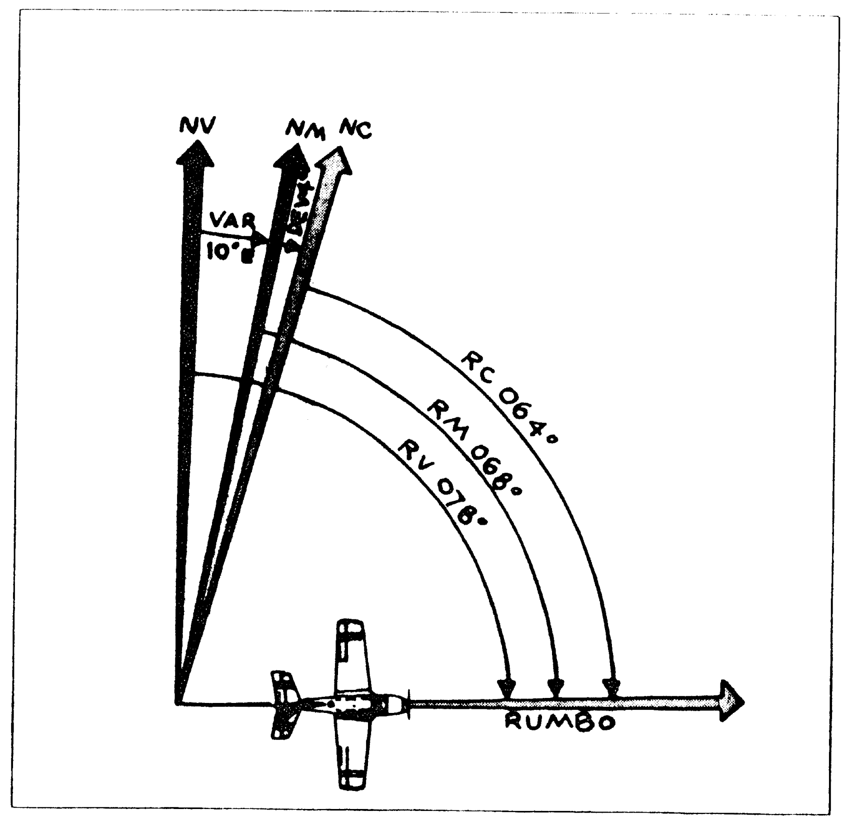
Para ilustrar la aplicación de las correcciones del compás, suponga que se planifica un vuelo desde el Aeródromo El Boldo, al Este de la ciudad de Cauquenes (Latitud 35º 58' 00" S. , Longitud 72º 13' 38" W.) directo al Aeródromo Municipal de Linares al Este de la ciudad (Latitud 35º 52' 00" S., Longitud 71º 33' 00" W.). Se debe dibujar una línea en la carta correspondiente (CA-3 del Servicio Aerofotogramétrico de la FACH) desde el centro del Aeródromo El Boldo hasta el centro del Aeródromo Municipal de Linares. El meridiano medio para este curso es situado en la longitud 72º W. La medición de la dirección de la línea de curso en este meridiano mediante un transportador dará el curso verdadero (CV) de 80º. Si no hubiera viento, el rumbo verdadero (RV) sería igual que el curso verdadero, o sea 80º. La variación magnética sobre distancias comparativamente cortas es obtenida de la línea isogónica en la carta de navegación que esté más cerca del punto medio de la ruta planificada. Si la distancia y dirección de vuelo son tales que se cruzaran varias líneas isogónicas, entonces la cantidad de grados de variación sumada o restada debe ser vuelta a calcular según sea apropiado para contrarestar los cambios significativos en la variación. La variación (VAR) para este curso es la línea isogónica media 8º E. Al restar 8º de 80º da un rumbo magnético (RM) de 72º. Al verificar la tarjeta desvío del compás del avión Fig. 7-12, se encuentra que indica "para 60º, oriente al 57º". Esto significa restar 3º del rumbo magnético, resultando en un rumbo de compás (RC) de 69º (72º - 3º).

Si se mantiene un rumbo de compás de 69º (presumiendo sin viento), el piloto podrá volar desde el Aeródromo El Boldo directamente al Aeródromo Municipal de Linares. La Fig.7-13 muestra la relación entre rumbo verdadero, rumbo magnético y rumbo compás. Por supuesto, las líneas que indican el Norte Verdadero (NV), Norte Magnético (NM) y Norte del Compás (NC) pueden caer en cualquier orden, dependiendo de la dirección de la variación y del desvío del compás.

Un método utilizado por muchos pilotos para determinar el rumbo compás es:

Una vez medido el Curso Verdadero (CV) y habiéndosele aplicado la corrección por el viento obtenemos el Rumbo Verdadero (RV). La secuencia RV + VAR = RM + DEV = RC es seguida para llegar al rumbo compás.

Cálculos Básicos. La discusión anterior explicó como medir un curso verdadero en la carta aeronáutica y como efectuar las correcciones por variación y desvío; pero no ha sido tomado en cuenta un factor muy importante-*el efecto del viento*. Es importante destacar que en la discusión y mayoría de los cálculos de esta sección se utilizan millas estatutas por hora; pero existe una tendencia definida hacia el uso de millas náuticas y nudos.



Fgra 7-13. Relación entre Rumbo Verdadero, Magnético y Compás para una instancia en particular.

Efecto del Viento. Como se discutió en el estudio de la atmósfera, el viento es una masa de aire que se desplaza en dirección definida sobre la superficie de la tierra. Cuando el viento sopla desde el Norte a 25 nudos esto significa sencillamente que el aire se está desplazando hacia el Sur, sobre la superficie de la tierra a razón de 25 millas náuticas en 1 hora.

Bajo estas condiciones, cualquier objeto inerte, libre del contacto con la tierra, será transportado 25 millas náuticas hacia el Sur en 1 hora. Este efecto se hace visible cuando las nubes, el polvo, los globos de juguete, etc., son observados que se los lleva el viento. Obviamente, será afectado de igual manera un avión que vuela dentro de una masa de aire en movimiento. Aunque el avión no flota libremente con el viento, se desplaza a través del aire al mismo tiempo que el aire se desplaza sobre la tierra, siendo así afectado por

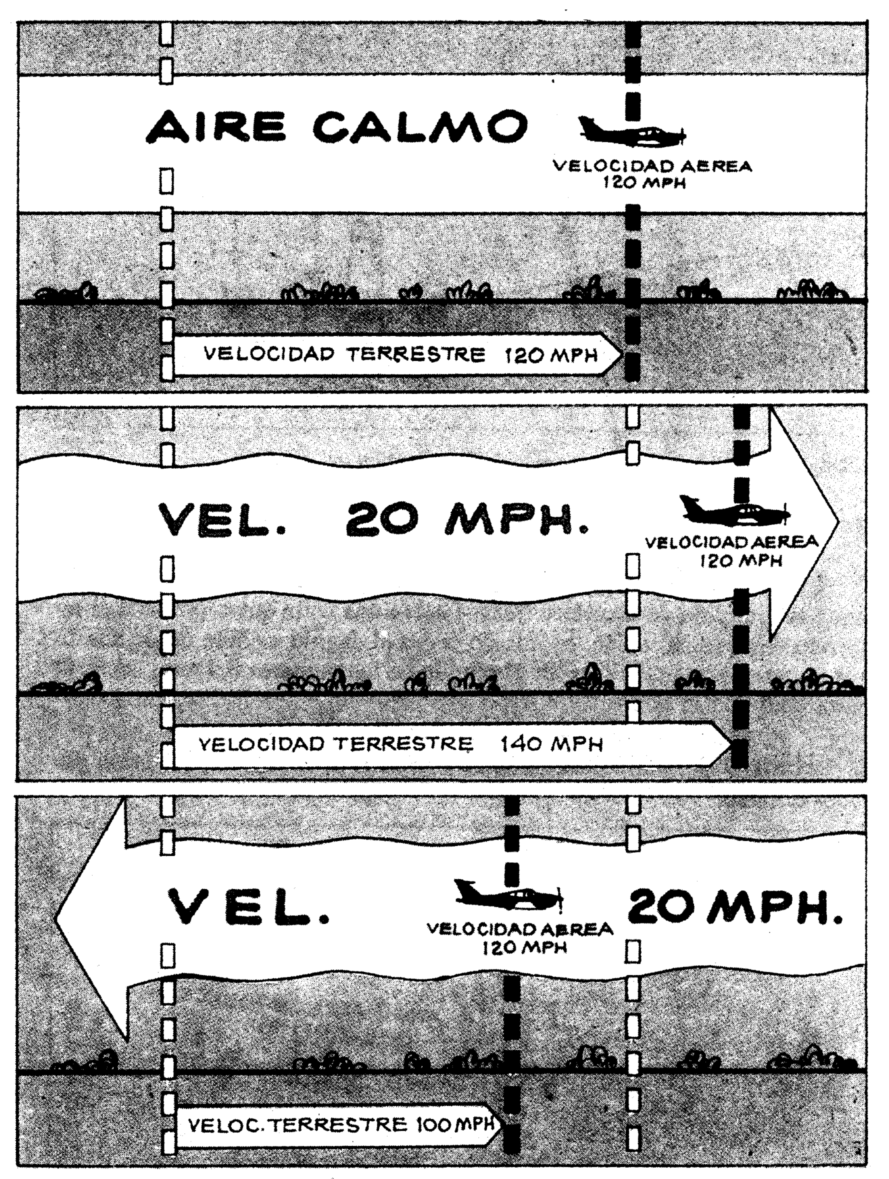


Figura 7-14. El movimiento del aire afecta la velocidad a la cual los aviones se desplazan sobre la superficie de la tierra. La velocidad aérea, la razón a la cual se desplaza un avión por el aire, no es afectada por el movimiento del aire.

el viento. En consecuencia, al final de 1 hora de vuelo, el avión estará en una posición que resulta de una combinación de estos dos movimientos: el movimiento de la masa de aire con respecto a la tierra, y el movimiento del avión a través de la masa de aire.

De hecho, estos dos movimientos son independientes. Debido a que el vuelo del avión es a través de la masa de aire, no hace ninguna diferencia si ella está en movimiento o estacionaria. Un piloto que vuela en un ventarrón de 70 nudos estará totalmente ajeno a este viento (excepto de una posible turbulencia) a menos que observara la tierra. Con respecto a la tierra, sin embargo, el avión aparecería como volando más rápido con un viento de cola o más lento con un viento de proa, o que se desvía hacia la derecha o hacia la izquierda con un viento cruzado.

Como se muestra en la Fig.7-14, un avión que vuela hacia el Este a una velocidad de 120 MPH en aire calmo, tendrá una velocidad terrestre exactamente igual -120 MPH. Si la masa de aire se desplaza hacia el Este a 20 MPH, no será afectada la velocidad del avión, pero el avance del avión sobre la tierra será de 120 más 20, o una velocidad terrestre de 140 MPH. Por otra parte, si la masa de aire se mueve hacia el Weste a 20 MPH, la velocidad del avión todavía permanece igual, pero la velocidad terrestre es de 120 menos 20 o sea 100 MPH.

Suponiendo que no se efectúe corrección por el efecto del viento, si el avión se dirige hacia el Este a 120 MPH, y la masa de aire se mueve hacia el Sur a 20 MPH, el avión al transcurso de 1 hora estará a 120 millas al Este de su punto de partida debida a su avance a través del aire, y 20 millas al Sur debido al movimiento de la masa de aire (Fig.7-15). Bajo estas circunstancias, la velocidad del avión permanece en 120 MPH, pero la velocidad terrestre es determinada combinando el movimiento del avión y aquel de la masa de aire. La velocidad terrestre puede ser medida como la distancia desde el punto de partida hasta la posición del avión al final de 1 hora. La velocidad terrestre puede ser calculada por el tiempo requerido para volar entre dos puntos a distancia conocida entre si. También se le puede determinar antes del vuelo mediante la construcción de un triángulo de velocidades el cual será explicado más adelante en este capítulo.

La dirección hacia la cual se orienta el avión a medida que vuela es el *Rumbo* (Heading). Su senda actual sobre la tierra, que es una combinación del movimiento del avión y del movimiento de la masa de aire es la *Trayectoria* (Track). El ángulo entre el rumbo y la trayectoria es el *ángulo de deriva* . Si el rumbo del avión coincide con el curso verdadero y el viento sopla desde la izquierda, la trayectoria no coincidirá con el curso verdadero. El viento desviará el avión hacia la derecha y la trayectoria caerá hacia la derecha del curso deseado o curso verdadero (Fig.7-16).

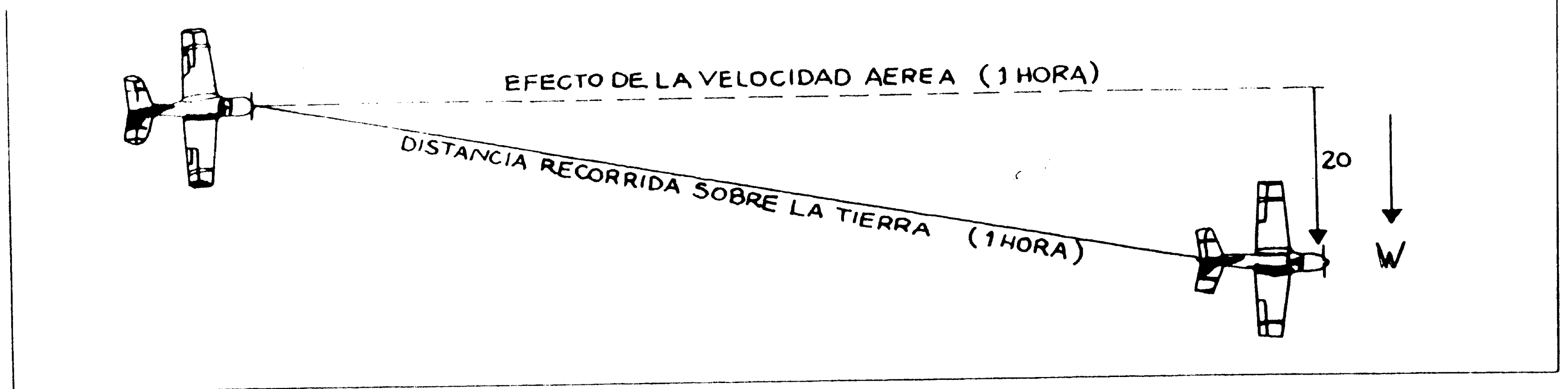


Figura 7-15. Trayectoria de vuelo de un avión resultante de su velocidad aérea y dirección y de la velocidad y dirección del viento.

Determinando la cantidad de deriva, el piloto puede contrarrestar el efecto del viento y hacer que la trayectoria del avión coincida con el curso deseado. Si la masa de aire se mueve a través del curso desde la izquierda, el avión derivará hacia la derecha, y se debe efectuar una corrección cambiando el rumbo del avión lo suficiente hacia la izquierda (corrigiendo hacia el viento) como para compensar esta deriva. Dicho de otra forma, si el viento proviene de la izquierda, se efectuará la corrección girando el avión hacia la izquierda una cierta cantidad de grados, por lo tanto, corrigiendo la deriva producida por el viento. Este es el ángulo de corrección del viento y se expresa en términos de grados hacia la derecha o izquierda del curso verdadero (Fig.7-17).

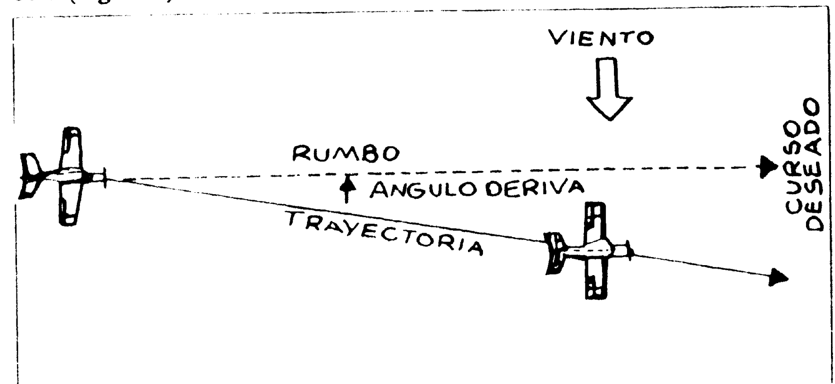


Figura 7-16. Efecto del viento en la mantención del curso deseado.

Resumiendo:

CURSO es el recorrido deseado de un avión sobre la superficie de la tierra; o la dirección de una línea trazada sobre una carta que representa el recorrido deseado del avión, expresado como el ángulo medido desde una línea de referencia específica, en el sentido de los punteros del reloj desde 0º hasta 360º.

RUMBO es la dirección hacia la cual se orienta la naríz del avión durante el vuelo.

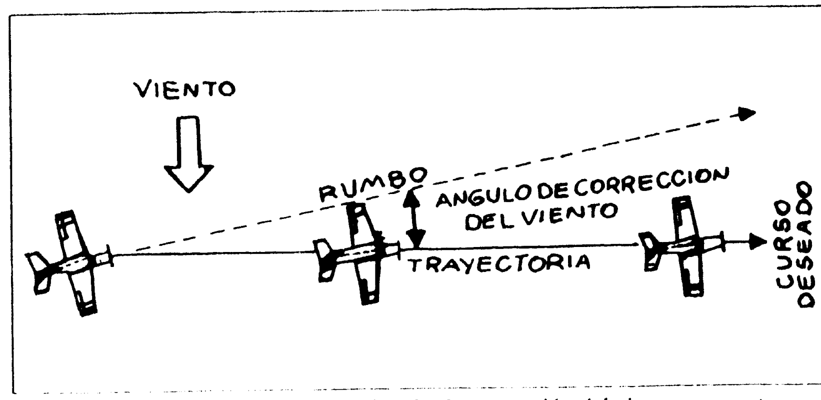


Figura 7-17. Establecimiento de un ángulo de corrección del viento que contrarreste la deriva por el viento y mantenga el curso deseado.

TRAYECTORIA es el recorrido real sobre el terreno efectuado en el vuelo.(Si se ha efectuado la corrección apropiada por el viento, la trayectoria y el curso serán idénticos).

ANGULO DE DERIVA es el ángulo entre el rumbo y la trayectoria.

ANGULO DE CORRECCION DEL VIENTO es la corrección aplicada al curso para establecer un rumbo de manera que la trayectoria coincida con el curso.

VELOCIDAD AEREA VERDADERA es la razón de avance del avión a través del aire.

VELOCIDAD TERRESTRE es la razón de avance en vuelo del avión con respecto a la tierra.

Cálculos de Tiempo, Velocidad, Distancia y Consumo de Combustible. Antes de un vuelo de crucero, el piloto debe efectuar cálculos sencillos para el tiempo, velocidad y distancia y la cantidad de combustible requerido. Estos cálculos no deben presentar dificultad alguna.

Conversión de Minutos a Horas Equivalentes. Debido a que la velocidad a veces es expresada en millas por hora, con frecuencia es necesario convertir los minutos en horas equivalentes al resolver problemas de velocidad, tiempo y distancia. Para convertir minutos en horas, divida por 60 (60 minutos = 1 hora). Así, 30 minutos es igual a 30/60 = 0,5 horas. Para convertir horas en minutos, multiplique por 60. Así 0.75 horas equivale a 0.75 x 60 = 45 minutos.

Tiempo. T = D/VT. Para encontrar el Tiempo (T) en vuelo, divida la distancia (D) por la velocidad terrestre (VT). El tiempo para volar 210 millas a una velocidad terrestre de 140 MPH es de 210 dividido por 140, o 1,5 horas. (0.5 horas multiplicadas por 60 minutos es igual a 30 minutos). Respuesta: 1:30 horas.

Distancia. D = VT x T. Para encontrar la distancia volada en un tiempo dado, multiplique la velocidad terrestre por el tiempo. La distancia volada en 1 hora 45 minutos a una velocidad terrestre de 120 MPH es de 120 x 1,75 ó 210 millas.

Velocidad Terrestre. VT = D/T. Para encontrar la velocidad terrestre, divida la distancia volada por el tiempo requerido. Si un avión vuela 270 millas en 3 horas, la velocidad terrestre es de 270 dividido por 3 = 90 MPH.

Conversión de Nudos en Millas Por Hora. Otra conversión es el cambio de nudos a millas por hora. La industria de la aviación está comenzando a usar los nudos con mayor frecuencia que las millas por hora, pero bien se puede discutir esta conversión para aquellos que utilizan millas por hora para resolver problemas de velocidad. La Dirección Meteorológica informa en nudos la velocidad de los vientos de superficie y de altura. Sin embargo, los indicadores de velocidad en algunos aviones de tipo personal, están calibrados en millas por hora (aunque muchos en la actualidad están calibrados tanto en millas por hora como en nudos). Los pilotos, por lo tanto, deben aprender a convertir a millas por hora las velocidades en nudos y vice versa.

Un nudo es una milla náutica por hora. Puesto que hay 1.853,2 metros en una milla náutica, y 1.609,4 metros en una milla estatuta, el factor de conversión es de 1,15. Para convertir nudos a millas por hora, multiplique los nudos por 1,15. Por ejemplo: una velocidad de viento de 20 nudos es igual a 23 MPH. Para convertir millas por hora a nudos divida las millas por hora por 1,15.

La mayoría de los computadores de navegación y las calculadoras electrónicas tienen algún medio de efectuar esta conversión sencillamente leyendo en la escala. Otro método de conversión rápido es utilizar las escalas de millas náuticas y de millas estatutas en la parte inferior de las cartas aeronáuticas.

Consumo de Combustible. La razón de consumo de combustible es calculada en galones por hora o en litros por hora. En consecuencia, para determinar el combustible requerido para un vuelo dado, se debe conocer el tiempo requerido para el vuelo. El tiempo en vuelo multiplicado por la razón de consumo da la cantidad de combustible requerido. Por ejemplo, un vuelo de 400 millas a una velocidad terrestre de 100 MPH requiere 4 horas. Si el avión consume 5 galones por hora, el consumo total sería de 4 x 5, ó 20 galones.

La razón de consumo de combustible depende de muchos factores: estado del motor, paso de la hélice, (rpm de la hélice), riqueza de la mezcla, y en particular del porcentaje de potencia del motor utilizado para el vuelo a velocidad crucero. El piloto debe saber la razón de consumo aproximado por las tablas de performance de crucero, o por experiencia. Además de la cantidad de combustible requerida para el vuelo, debe haber combustible suficiente para una reserva adecuada. (Alternativa)

Triángulo de Velocidades. El triángulo de velocidades es una explicación

gráfica del efecto del viento sobre el vuelo. La velocidad terrestre, el rumbo y el tiempo para cualquier vuelo pueden ser determinados utilizando el triángulo de velocidades. Se puede aplicar al tipo más sencillo de vuelo de travesía, como también al vuelo por instrumentos más complicado. El piloto experimentado se torna tan familiarizado con los principios fundamentales, que puede efectuar estimaciones que son adecuadas para vuelos visuales sin dibujar los diagramas mismos. *El estudiante principiante, sin embargo, debe desarrollar su destreza en al construcción de estos diagramas como ayuda hacia la comprensión total del efecto del viento.* Sea consciente o inconscientemente, todo buen piloto piensa en el vuelo en términos del triángulo de velocidades.

Si se va a efectuar un vuelo hacia el Este, con un viento que sopla desde el Nor-Este, el avión debe ser dirigido algo hacia el Nor-Este para contrarrestar la deriva. Esto puede ser representado por un diagrama como el que se muestra en la Fig.7-18. Cada línea representa dirección y velocidad. La línea larga punteada muestra la dirección del rumbo del avión, y su longitud representa la velocidad durante 1 hora. La línea punteada corta a la derecha muestra la dirección del viento, y su longitud representa la velocidad del viento durante 1 hora. La línea sólida muestra la dirección de la trayectoria, o la senda del avión medida sobre la tierra, y su longitud representa la distancia recorrida en 1 hora, o la velocidad terrestre.

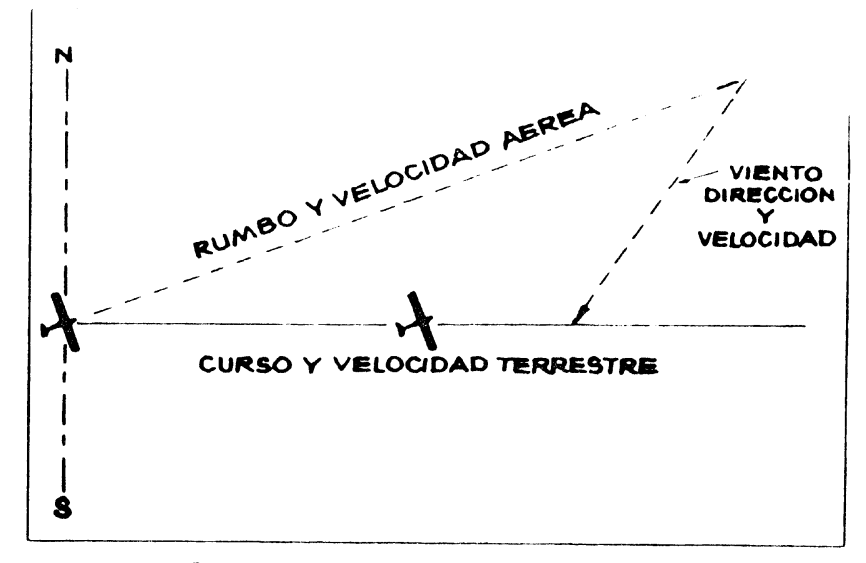


Figura 7-18. Principio de triángulo de velocidades.

En la práctica, el triángulo ilustrado en la Fig.7-18 no es dibujado; en su lugar, construya un triángulo similar según lo muestra las líneas negras en la Fig. 7-19, que es explicado en el siguiente ejemplo.

Suponga que se va a volar de E a P. Dibuje una línea sobre la carta aeronáutica que conecte estos dos puntos, mida su dirección con un transportador o regla plotter, en referencia a un meridiano. Este es el curso verdadero que en el ejemplo se presume ser 90º (Este). Por la Dirección Meteorológica se sabe que el viento a la altitud programada del vuelo es de 40 nudos desde el Nor-Este (45º). Dado que se informa la velocidad del viento en nudos, y la velocidad aérea verdadera del avión es de 120 nudos, no hay necesidad de convertir las velocidades de nudos a MPH o vice versa.

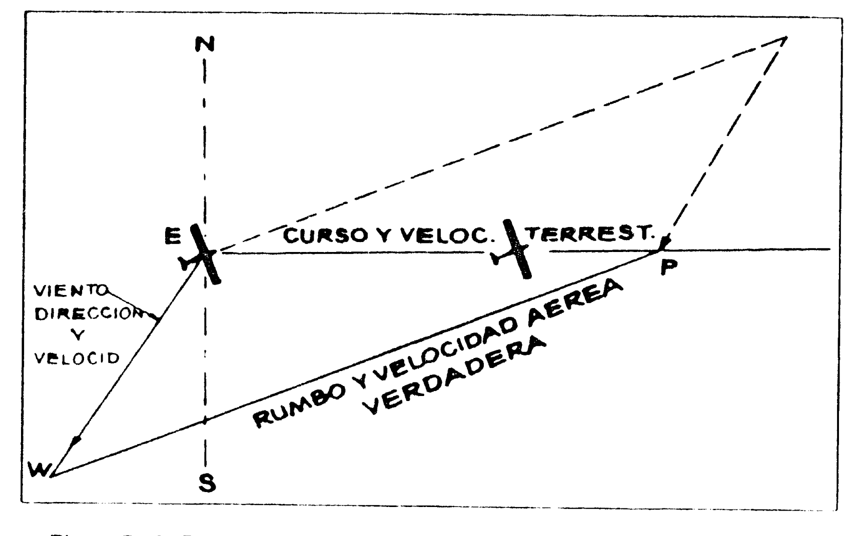


Figura 7-19. El triángulo de velocidades, tal como se le dibuja en prácticas de navegación. Las líneas punteadas muestran el triángulo como se dibuja en la Fig. 7 18.

Ahora en una hoja de papel en blanco, dibuje una línea vertical que represente el Norte y el Sur. (Los diversos pasos se muestran en la Fig. 7-20).

Coloque el transportador con la base coincidiendo sobre la línea vertical y la orilla curva mirando hacia el Este. En el punto central de la base, haga un punto rotulado "E" (Punto de partida) y en la orilla curva, se marca el valor 90º (indicando la dirección del curso verdadero) y el valor 45º (indicando la dirección del viento).

Con la regla dibuje la línea del curso verdadero desde E, extendiéndola algo más allá del punto que indica los 90º y rotulándola "CV 90º".

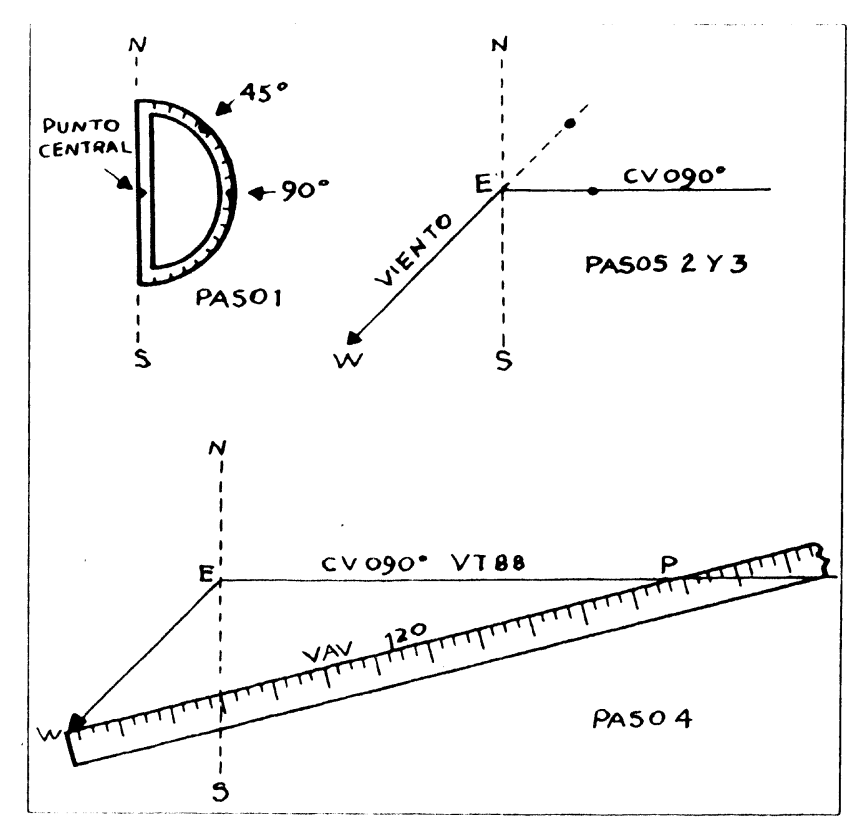


Figura 7-20. Pasos para dibujar el triángulo de velocidades.

Luego, alinee la regla con E y el punto que indica los 45°, y dibuje la flecha del viento a partir de E, en la dirección en que sopla el viento, haciéndola de 40 unidades en longitud, para representar la velocidad del viento de 40 nudos. Identifique esta línea del viento colocando la letra "W" al final para indicar la dirección del viento. Finalmente, mida 120 unidades sobre la regla para representar la velocidad aérea verdadera, haciendo una marca sobre la regla en este punto. Las unidades utilizadas pueden ser de cualquier escala o valor conveniente (tal como 1 cm = 10 nudos), pero una vez escogida, la misma escala debe ser utilizada para cada una de las mediciones lineales involucradas. Luego coloque la regla de manera que su extremo quede sobre la cabeza de flecha (W) y que la marca de 120 nudos intercepte la línea del curso verdadero. Dibuje la línea y rotúlela "VAV 120". El punto "P" colocado en la intersección, representa la posición del avión al término de 1 hora. El diagrama ahora está completo.

La distancia volada en 1 hora (velocidad terrestre) es medida como la cantidad de unidades sobre la línea del curso verdadero (88 millas naúticas por hora u 88 nudos).

El rumbo verdadero necesario para contrarrestar la deriva está indicado por la dirección de la línea de velocidad aérea verdadera la que puede determinarse de dos formas:

1. Colocando el lado recto del transportador a lo largo de la línea Norte-Sur, con su punto central en la intersección con la línea de velocidad aérea verdadera y leer directamente en grados el rumbo verdadero (76°) (Fig.7-21).

2. Colocando el lado recto del transportador a lo largo de la línea de curso verdadero, con su centro en P, lea el ángulo entre el curso verdadero y la línea de velocidad aérea verdadera. Este es el ángulo de corrección del viento (WCA) que debe ser aplicado al curso verdadero para obtener el rumbo verdadero. Si el viento sopla desde la derecha (+R) del curso verdadero, se sumará el ángulo; si sopla desde la izquierda (-L), se restará. En el ejemplo dado, el WCA es de 14° y el viento sopla desde la izquierda; por lo tanto, restando 14° del curso verdadero de 90°, se obtiene que el rumbo verdadero es de 76° (Fig.7-22).

Una vez obtenido el rumbo verdadero, aplique la corrección por variación magnética para obtener el rumbo magnético, y la corrección del desvío del compás para obtener el rumbo compás. Ahora puede utilizar el rumbo compás obtenido para volar al destino por medio de la navegación a estima.

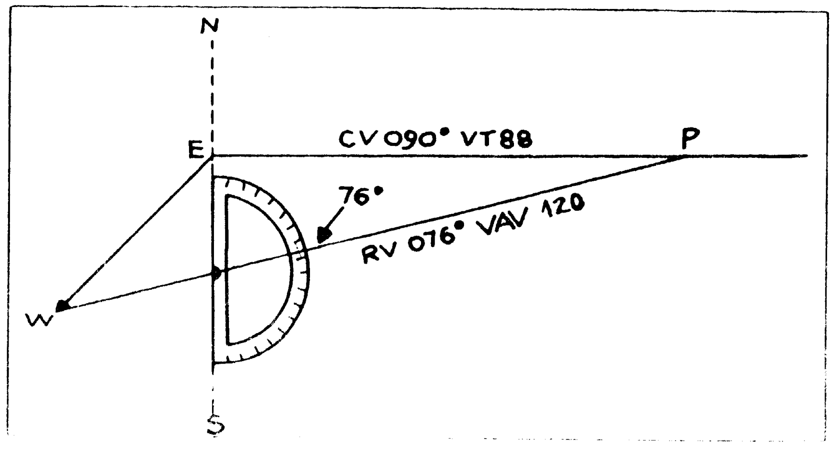


Figura 7-21. Encontrando el rumbo verdadero mediante medición directa.

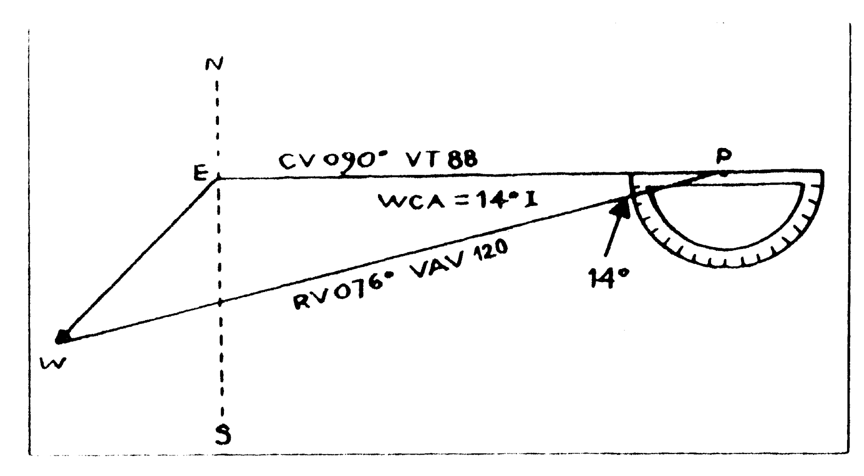


Figura 7-22. Encontrando el rumbo verdadero mediante el ángulo de corrección del viento.

Para determinar el tiempo y el combustible requeridos para el vuelo, encuentre primero la distancia hasta el destino midiendo la longitud de la línea de curso dibujada sobre la carta aeronáutica (utilizando la escala apropiada en la parte inferior de la carta). Si la distancia es 220 millas, divida por la velocidad terrestre de 88 nudos, lo que da 2,5 horas o (2:30) como el tiempo requerido. Si el consumo de combustible es de 8 galones por hora, se usará 8 x 2,5, o unos 20 galones. En breve, las etapas para obtener la información son las siguientes:

CURSO VERDADERO (CV)-Dirección de la línea que une dos puntos deseados, trazada sobre la carta y medida en grados desde el Norte Verdadero, en el sentido de los punteros del reloj sobre el meridiano medio correspondiente.

ANGULO DE CORRECCION DEL VIENTO (WCA)-Determinado mediante el triángulo de velocidades (sumado al CV si el viento sopla de la derecha; restado, si el viento sopla de la izquierda).

RUMBO VERDADERO (RV)-La dirección, medida en grados desde el Norte Verdadero en el sentido de los punteros del reloj, hacia la cual deberá orientarse la nariz del avión para volar el curso deseado.

VARIACION-Obtenida de la línea isogónica de la carta (sumada al RV si es Weste; restada si es Este).

RUMBO MAGNETICO (RM) Un paso intermedio en la conversión (obtenido aplicando la variación magnética al rumbo verdadero).

DESVIACION (DESVIO)- Obtenida de la tarjeta de desviación del compás del avión (Se suma o resta al RM según se indique).

RUMBO COMPAS (RC)- La lectura del compás (encontrada aplicando la desviación al RM) que se seguirá para volar sobre el curso deseado.

DISTANCIA TOTAL- Obtenida midiendo la longitud de la línea del CV en la carta (utilizando la escala de la carta o la regla plotter).

VELOCIDAD TERRESTRE (VT)- Obtenida midiendo la longitud de la línea del CV en el triángulo de velocidades (utilizando la escala empleada para dibujar el diagrama).

TIEMPO DE VUELO- Distancia total dividida por la velocidad terrestre.

RAZON DE COMBUSTIBLE- Galones predeterminados de consumo horario usados a velocidad crucero.

NOTA. Como medida de seguridad se debe considerar una reserva de combustible adecuada conforme se indica en el Reglamento de Aviación General, Punto 4.8.-

Esta metodología se resume como sigue:

CV ± WCA = RV ± VAR = RM ± DESV. = RC

Se recomienda anotar ordenadamente la información y cálculos realizados al planificar un vuelo, ya que ello permite tenerlo disponible para su consulta en todo momento durante el vuelo. Además, es conveniente complementarla con información de frecuencias de aeródromos y radioayudas y cualquier otra información que se considere importante.

En la Fig. 7-23 se muestra como ejemplo un modelo de Bitácora de Vuelo preparada para un vuelo desde Tobalaba a Pehuajo (Argentina).

Información para el Viaje de Regreso. El curso verdadero para el viaje de regreso será el recíproco del curso de ida. Este puede medirse en la carta, o se le puede encontrar con mayor facilidad sumando 180° al curso verdadero de ida (90° + 180° = 270°), si el curso de ida es menor de 180°. Si el curso de ida es mayor de 180°, los 180° deben restarse en lugar de sumarse. Por ejemplo, en un curso hacia el Sur de 200°, el recíproco será de 200° - 180° = 20°.

El ángulo de corrección del viento será de la misma cantidad de grados que para el curso de ida, pero dado que el viento estará del lado opuesto

NOTIF. POSICION : MATRIC. / AVION / REGLAS / PROC. / DEST. / POS. / HORA / FL / POS. SGTE. / HORA

PEHUAJO

AVION : ______	ATD = ______	T.EST.TOT. ______
MATRICULA : ______	VAV Mont. =	V.MG. ______
	VAV Cruc. =	HORA CERO ______
		FECHA ______

FL	FIN DE TRAMO	CUS.	DISTANCIA		TIEMPO		BITACORA				OBSERVACIONES
			PAR-CIAL	ACU-MUL.	PAR-CIAL	ACU-MUL.	VT EST.	ETE	ETO	ATO	

SEMI-CIRCULARES		CONTROL COMBUSTIBLE								TRAMOS	VIENTOS ALTURA			
		ESTANQ	DESDE	HASTA	TIEMPO	DESDE	HASTA	TIEMPO	TOTAL					
CHILE	030° – 209°									FL	VIENTO	°C	VIENTO	°C
	Impares + 500													
	210° – 029°													
	Pares + 500													
ARGEN-TINA	360° – 179°													
	Impares + 500													
	180° – 359°													
	Pares + 500	CARGA ______		CONSUMO ______			TOTAL ______							

FEDACH	ESTACION	METEO Z	VIENTO	VISIB.	COND.	N° OCT.	TIPO NUBES	BASE NUBES	N° OCT.	TIPO NUBES	BASE NUBES	°C	HECTOP. mb	°CR
FEDERACION														
AEREA DE CHILE														
SETIEMBRE 1989														
PEHUAJO														

* = Posee Radioayuda ** = Posee aeródromo *** = Posee radioayuda y aeródromo

V = Vertical punto C = A la cuadra punto # = Posee aproximación IFR

Figura 7.23. Bitácora de vuelo visual.

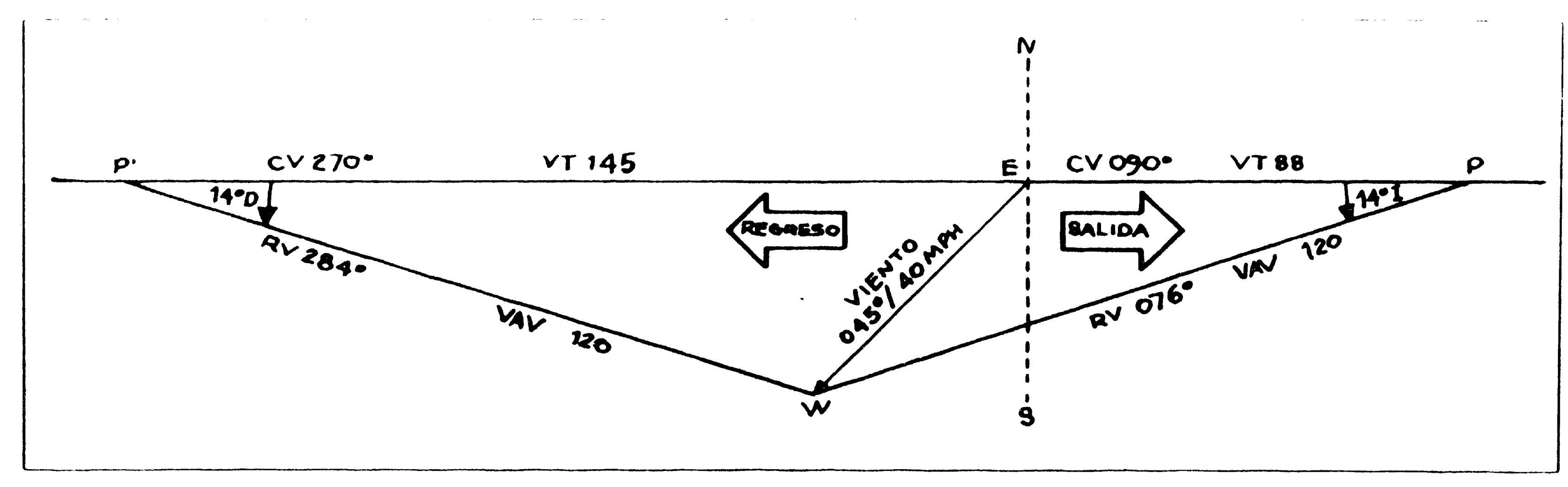


Figura 7-24. Cálculos para un vuelo de ida y regreso al mismo punto.

(derecha) del avión, la corrección deberá ser sumada al curso verdadero en lugar de restada (270° + 14° =284°). Así, el rumbo verdadero para el viaje de regreso será de 284°.

Para encontrar la velocidad terrestre del viaje de regreso, construya un nuevo triángulo de velocidades. En lugar de dibujar otro diagrama completo, considere el punto E del diagrama anterior como el punto de partida para el viaje de regreso y extienda la línea del curso verdadero en dirección opuesta al curso de ida. La línea del viento entoncés queda en relación correcta y no es necesario volver a dibujarla. La línea de velocidad aérea verdadera (120 unidades de longitud) puede ser dibujada desde el punto de la flecha del viento (W) para intersectar la línea de curso verdadero del viaje de regreso, como se indica en la Fig. 7-24. La distancia medida sobre la línea de curso verdadero desde la línea de Norte a Sur hasta la intersección (P'), da la velocidad terrestre para el viaje de regreso (145 nudos).

La Fig. 7-25 muestra los diversos pasos para la construcción de un triángulo de velocidades y medición del rumbo verdadero y ángulo de corrección del viento para el problema en el cual el curso verdadero es de 110°, el viento es de 20 nudos del Sur-Weste (225°), y la velocidad aérea verdadera es de 100 nudos. Observe que la línea de rumbo verdadero tiene que ser extendida para intersectar la línea Norte-Sur para poder medir directamente el rumbo verdadero.

Antes de tratar de utilizar un computador o una calculadora electrónica, deben ser comprendidas las relaciones involucradas en la construcción de otros triángulos de velocidades para diversas velocidades del avión, vientos y cursos verdaderos.

Problema de Práctica. Mediante la construcción de un triángulo de velocidades, encuentre el ángulo de corrección del viento (WCA), el rumbo verdadero (RV) y la velocidad terrestre (VT) para cada una de las siguientes condiciones:

	VIENTO Dirección (grados)	*Velocidad (MPH)*	*CURSO VERDADERO (grados)*	*VELOCIDAD AEREA VERDADERA (MPH)*
1.-	135	30	240	120
2.-	215	20	260	130
3.-	050	33	260	150
4.	330	45	350	150
5.-	300	45	100	150
6.-	220	30	130	150

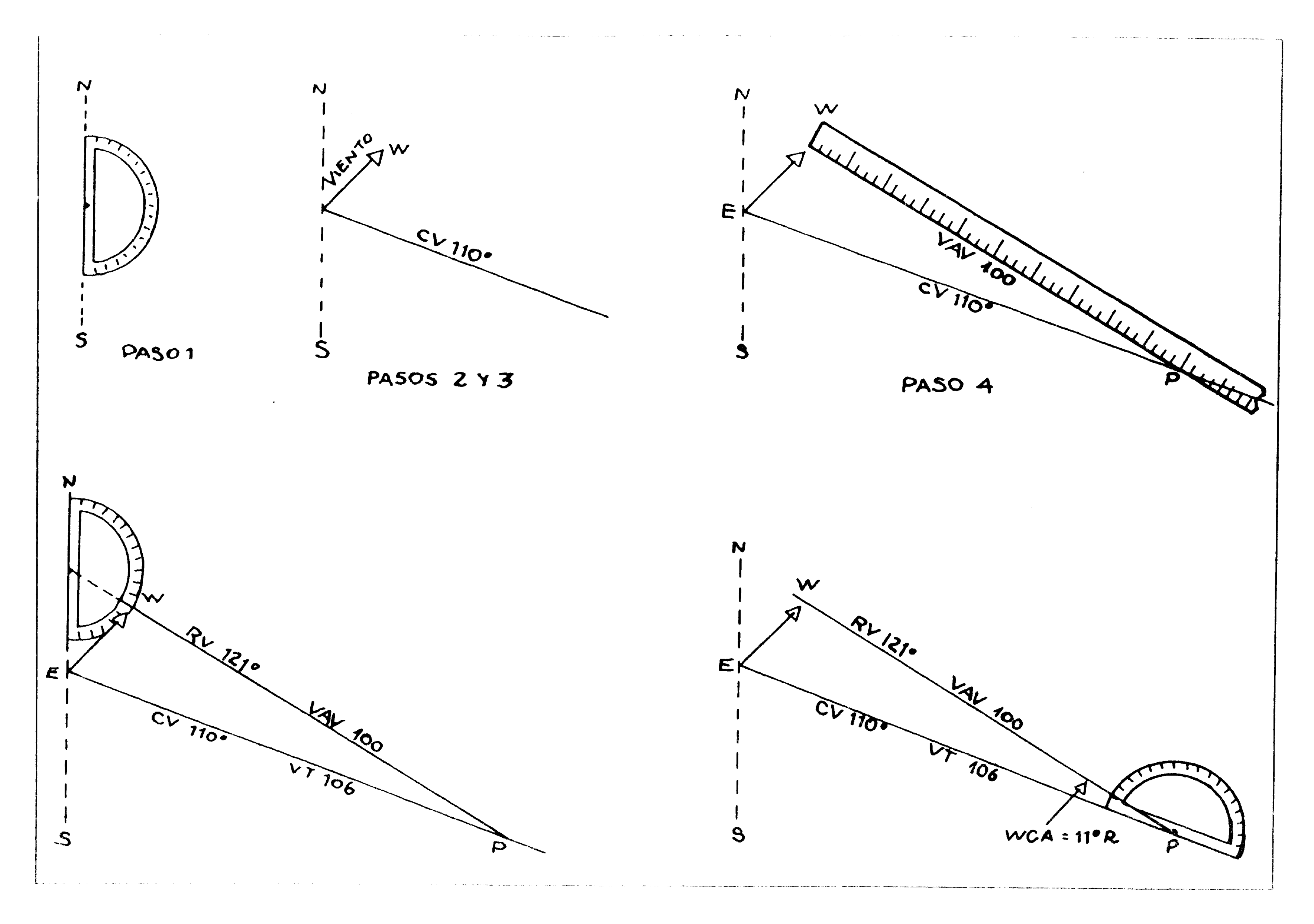


Figura 7.25. Pasos en la construcción del triángulo de velocidades para un rumbo verdadero de 110°, un viento de 20 nudos desde los 225° y una velocidad aérea verdadera de 100 nudos

NOTA: Las respuestas correctas se indican abajo.

	WCA	*RV*	*VT(mph)*
1.-	14º L	226º	124
2.-	6º L	254º	115
3.-	6º R	266º	178
4.-	6º L	344º	107
5.-	6º L	94º	191
6.-	12º R	142º	147

Radionavegación. La mayoría de los aviones que actualmente vuelan poseen equipos de radios que proporcionan un medio de navegación y de comunicación con estaciones terrestres.

Los avances en los equipos de radionavegación instalados en los aviones, el desarrollo de cartas aeronáuticas que muestran la ubicación exacta de las estaciones transmisoras en tierra y sus frecuencias, junto con toda la refinada instrumentación de la cabina, hacen posible que los pilotos naveguen con precisión hacia casi cualquier punto deseado.

Aunque la precisión en la navegación se logra medinate el uso correcto de este equipo, los pilotos principiantes pueden utilizarlos para suplementar la navegación por referencia visual a la tierra (navegación observada). Si así lo hacen, el piloto tiene una salvaguardia efectiva contra la desorientación en caso de desperfectos en los equipos de radio.

Hay en uso una variedad de sistemas de radioayudas para la navegación; pero en este manual se discutirá solamente aquellos utilizados más comúnmente para la navegación VFR. Estos son el VOR: Radiofaro Omnidireccional (en VHF) y el NDB: Radiofaro No Direccional (en LF/MF).

Radiofaro Omnidireccional en VHF (VOR). La palabra "omni" sig ..ica todo, y un radiofaro omnidireccional es una estación en tierra de transmisión de radio de muy alta frecuencia (VHF) que proyecta cursos en línea recta (radiales) en todas direcciones desde la estación. Visto desde arriba se le puede visualizar como los rayos de una masa o cubo de una rueda. La distancia en que son proyectados los radiales VOR depende de la potencia de salida del transmisor.

Los cursos o radiales proyectados desde la estación están orientados en referencia al Norte Magnético. Por lo tanto, se define un radial como **"una línea de orientación magnética que se extiende hacia afuera desde la estación VOR"**. Los radiales son identificados por números que comienzan con 001, que es un grado al Este del Norte Magnético, y progresan en secuencia por todos los grados de un círculo hasta llegar a 360º. Para ayudar en la orientación, en algunas cartas aeronáuticas se sobrepone una rosa de compás con referencia al Norte Magnético en la ubicación de la estación.

Las estaciones VOR transmiten dentro de una banda de frecuencia VHF de 108,0 a 117,95 MHz. Puesto que el equipo es de VHF, las señales transmitidas se propagan en línea recta y están sujetas a restricciones de la línea de visión (Fig. 7-26). Por lo tanto, su alcance varía en proporción directa a la altura del equipo receptor. Generalmente, el alcance de recepción de las señales a una altura de 1.000 pies sobre el nivel de la tierra es de 40 a 45 millas en terreno plano. Esta distancia aumenta con la altura.

Para el propósito de esta discusión, el término VOR será usado para incluir VOR y VORTAC. Brevemente, una estación VORTAC proporciona, además de información de azimut, información de distancia. Si el avión posee un equipo de medición de distancia (DME), la distancia a la estación, en millas náuticas, es indicada en el instrumento.

Los VOR y los VORTAC son clasificados de acuerdo al uso operacional.

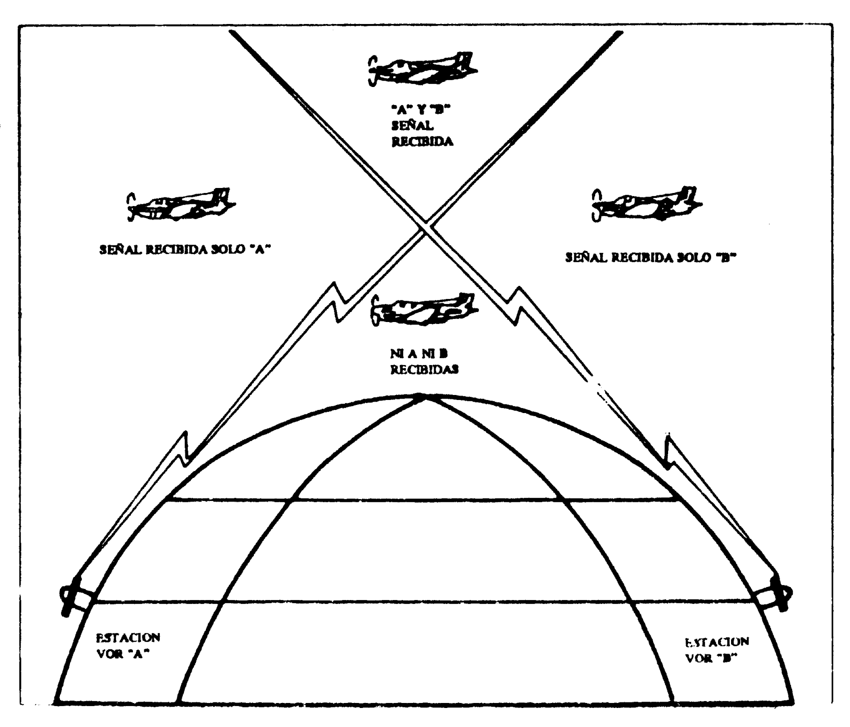


Figura 7-26. La transmisión VHF sigue un curso de línea de visión.

Existen tres clases:

- T (Terminal)
- B (Baja Altitud)
- H (Gran Altitud)

El alcance normal útil para las diversas clases se muestra en la siguiente tabla:

RADIOAYUDAS VOR/VORTAC

Altitudes normales de uso y distancias de recepción.

Clase	*Altitudes (pies)*	*Distancia (millas)*
T	12.000 ' y menos	25
B	bajo 18.000 '	40
H	bajo 18.000 '	100

El alcance útil de ciertas estaciones pueden ser menor de 50 millas.

La precisión de la alineación del curso de los radiales VOR es considerada como excelente. Generalmente está dentro de más/menos 1º. Sin embargo, si se deterioran ciertas partes del equipo receptor VOR se afecta su exactitud. Esto es especialmente cierto a grandes distancias de la estación VOR. La mejor forma para mantener un receptor VOR exacto es mediante verificaciones y calibraciones periódicas. Las verificaciones de exactitud del VOR no son un requisito reglamentario para el vuelo VFR; sin embargo, para asegurar la exactitud del equipo, estas verificaciones deben efectuarse con bastante frecuencia junto con una calibración completa cada año.

Los siguientes medios se proporcionan a los pilotos para que verifiquen la exactitud del VOR: (1) Bancos de Prueba de Maestranza, (2) Puntos de verificación certificados en el aire, y (3) Puntos de verificación terrestre ubicados en los aeródromos. En la Publicación de Información Aeronáutica se informa los aeródromos con puntos de verificación terrestre; no existiendo en Chile puntos certificados de verificación de equipos VOR en el aire.

Fundamentalmente, estas pruebas consisten en verificar que estén alineados los radiales VOR que recibe el equipo del avión con los radiales que transmite la estación. No hay tolerancias específicas requeridas en las verificaciones VOR para el vuelo VFR, pero como guía para asegurar una exactitud aceptable, las tolerancias IFR requeridas pueden ser utilizadas: ellas son + 4º para verificaciones en tierra y + 6º para pruebas en el aire. Estas pruebas pueden ser efectuadas por el piloto.

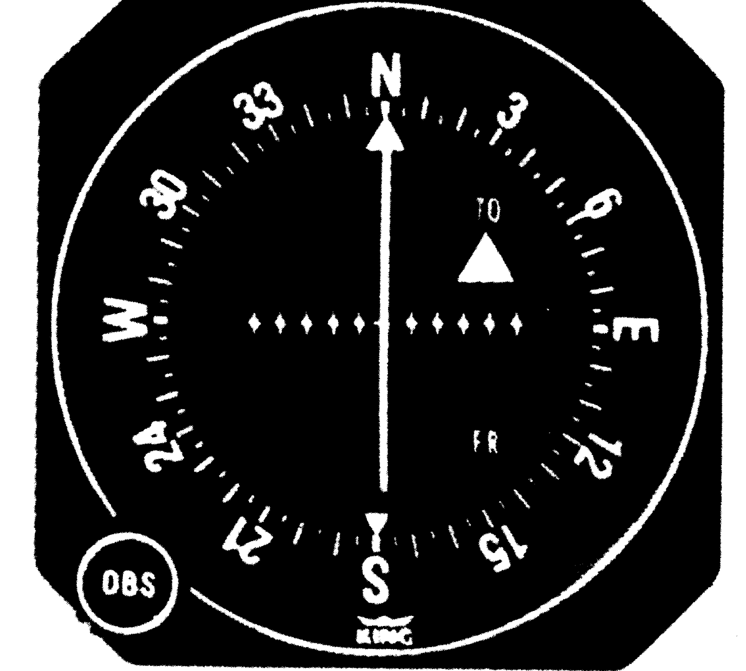


Figura 7-27. Instrumento VOR.

La estación transmisora VOR puede ser positivamente identificada por su código de identificaciones en alfabeto Morse. Si el VOR está fuera de servicio por mantención, la identificación codificada no es transmitida.

Los receptores VOR están diseñados con una bandera de alarma para indicar cuando la fuerza de la señal es inadecuada como para operar el equipo de navegación. Esto sucede si el avión está demasiado lejos del VOR o si el avión está demasiado bajo y por lo tanto, está fuera de la línea de visión de las señales de transmisión de la estación.

Uso del VOR. El uso del VOR es bastante sencillo una vez comprendido el concepto básico. La siguiente información junto con la práctica en el uso mismo de este equipo, debe borrar todo los misterios y también proporcionar un verdadero sentido de seguridad en la navegación con el uso del VOR.

En breve, para la radionavegación VOR se requiere de dos componentes: el transmisor en tierra y el equipo receptor del avión. El transmisor en tierra está en posición específica y transmite en una frecuencia asignada. El equipo del avión incluye un receptor con un dispositivo de sintonía y un VOR o instrumento de onminavegación. El instrumento de navegación con-

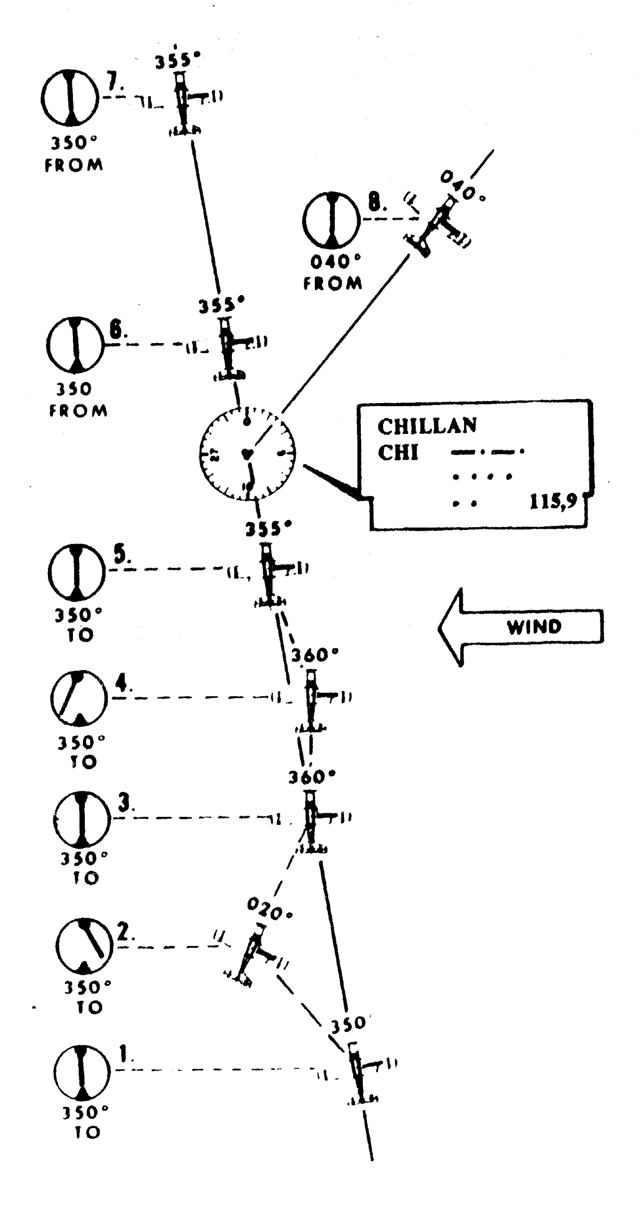


Figura 7-28 Ruteando un radial con viento cruzado.

siste en : (1) un selector omnirumbo (OBS) a veces referido como el Selector de Curso; (2) una aguja indicadora de desviación del curso CDI (aguja izquierda-derecha), y (3) un indicador TO-FROM (hacia o desde la estación).

El selector de curso es un dial de azimut que puede ser rotado para seleccionar un radial deseado o para determinar el radial sobre el cual vuela el avión. Adicionalmente, el curso magnético "TO" (Hacia) o "FROM" (Desde) la estación puede ser determinado.

Cuando el selector de curso es rotado, este desplaza el indicador o aguja indicadora de desviación del curso para indicar la posición del radial en relación al avión. Si el selector de curso es rotado hasta centrar la aguja indicadora de desviación, se determina el radial (curso magnético Desde (FROM) la estación) o su recíproco sobre el cual vuela el avión (curso magnético Hacia (TO) la estación). La aguja indicadora de desviación de curso también se desplazará hacia la izquierda o derecha si el avión es volado o deriva del radial que está ajustado en el selector de curso.

Al centrar la aguja, el indicador de curso indicará el radial "FROM" desde la estación o el radial "TO" hacia la estación. Si la señal de bandera exhibe un "TO", se debe volar hacia la estación en el curso mostrado en el selector. Si se exhibe "FROM" y se sigue el curso exhibido, el avión volará alejándose de la estación (Fig. 7-27).

Ruteo con el Omni. Lo siguiente describe un procedimiento paso a paso a utilizar cuando se rutee (tracking) hacia o desde una estación VOR. La Figura 7-28 ilustra la discusión.

1.- Primero sintonice el receptor VOR a la frecuencia de la estación VOR seleccionada. Por ejemplo: 115,9 para recibir el VOR de Chillán. Luego, chequee los identificadores para verificar qu se está recibiendo el VOR deseado. En cuando esté correctamente sintonizado el VOR, la aguja indicadora de desviación del curso se deflectará hacia la izquierda o derecha; luego, gire el dial de azimut con el selector de curso (OBS) hasta que se centre la aguja de desviación de curso y el TO-FROM indique "TO". Si la aguja se centra con una indicación "FROM", el azimut debe ser rotado 180 grados, porque en este caso se desea volar hacia ("TO") la estación. Ahora, vire el avión hacia el rumbo indicado en el dial de azimut del omni o selector de curso. En este ejemplo 350º.

2.- Si se mantiene un rumbo de 350º con un viento de la derecha como se muestra, el avión se desviará hacia la izquierda de la trayectoria deseada. A medida que el avión se desvía fuera del curso, la aguja de desviación de curso gradualmente se desplazará hacia la derecha del centro o indicará la dirección del radial o curso deseado.

3.- Para retornar al curso deseado, el rumbo del avión debe ser alterado

aproximadamente 30º hacia la derecha. A medida que el avión retorna a la trayectoria deseada, la aguja de desviación retornará lentamente al centro. Una vez centrada, el avión estará en el curso deseado y se debe efectuar un viraje hacia la izquierda, pero no al rumbo original de 350º, porque se debe establecer la corrección por desvío de viento. Si es desconocida la velocidad del viento, se puede utilizar el método de prueba y error para encontrar el rumbo correcto. Suponga, para este ejemplo, una corrección de 10º o sea mantener un rumbo de 360º.

4.- Mientras se mantiene un rumbo de 360º, suponga que la aguja de desviación del curso comienza a desplazarse hacia la izquierda.Esto significa que la corrección por el viento de 10º es demasiado grande y el avión está volando hacia la derecha del curso deseado. Debe efectuarse un pequeño viraje hacia la izquierda para permitir al avión retornar al curso deseado.

5.- Cuando se centra la aguja de desviación, se debe volar con una corrección por el viento menor, de 5º; o bien mantener un rumbo de 355º. Si esta corrección es adecuada, el avión permanecerá sobre el radial. De no serla, se debe efectuar una pequeña variación en el rumbo para mantener centrada la aguja, y en consecuencia mantener el avión sobre el curso deseado.

6.- A medida que se pasa sobre la estación VOR, la aguja de desviación del curso fluctuará y luego se centrará, y la indicación "TO" cambiará a "FROM". Si el avión pasa a un costado de la estación, la aguja se deflectará en dirección de la estación cuando cambia a "FROM" el indicador.

7.- Generalmente, se aplica la misma técnica para rutear el vuelo en acercamiento y el vuelo en alejamiento. Si la intención es de volar sobre la estación y de rutear en alejamiento sobre la recíproca del radial en acercamiento, no se debe cambiar el selector de curso. Las correcciones se efectúan de la misma manera para mantener centrada la aguja. La única diferencia es que la bandera indicará "FROM".

8.- Si se rutea una estación (en alejamineto) sobre un curso que no sea el recíproco del radial en acercamiento, se debe ajustar a este nuevo curso o radial en el selector de curso y hacer un viraje para interceptar este curso. Una vez alcanzado este curso, los procedimientos de ruteo son los mismos discutidos anteriormente.

Consejos sobre el Uso del VOR.

1.- Identifique positivamente la estación por medio de su código morse.

2.- Tenga presente que las señales VOR son de "línea-de-visión". Si el avión está demasiado bajo o demasiado lejos de la estación, se recibirá una señal débil o ninguna señal.

3.- Al navegar hacia una estación, determine el curso de acercamiento y utilice este radial. Si el avión se desvía, no vuelva a ajustar el selector de curso, sino que corrija el desvío y vuele un rumbo que compense por la deriva del viento.

4.- Si ocurren fluctuaciones menores de la aguja, evite el cambio inmediato de rumbos. Espere un momento para ver si vuelve a centrarse la aguja; de no hacerlo, entonces corrija.

5.- Al volar hacia ("TO") una estación, vuele siempre el curso seleccionado con una indicación "TO". Cuando vuele desde ("FROM") una estación, vuele siempre el curso seleccionado con una indicación "FROM". De no hacer ésto, la indicación de la aguja de desviación de curso será inversa. Para explicar mejor esta acción de inversión, si el avión se vuela hacia una estación con una indicación "FROM" o alejándose de la estación con una indicación "TO", la aguja de desviación de curso indicará en dirección opuesta a la que debería. Por ejemplo, si el avión se desvía hacia la derecha de un radial sobre el cual se vuela, la aguja se desplazará hacia la derecha o indicará alejándose del radial. si el avión se desvía hacia la izquierda del radial sobre el cual se vuela, la aguja se desplazará hacia la izquierda o en dirección opuesta al radial.

Indicador Automático de Dirección (ADF). Muchos aviones del tipo de aviación general están equipados con equipo radioreceptor ADF. Para navegar utilizando el ADF, el piloto sintoniza el equipo receptor a una estación en tierra conocida como RADIOFARO NO DIRECCIONAL (NDB). Las estaciones NDB normalmente operan en una banda de frecuencia baja o mediana de 200 a 415 KHz. Las frecuencias están indicadas en las cartas aeronáuticas o en las Publicaciones de Información Aeronáutica (AIP-CHILE).

Todos los radiofaros transmiten un código de identificación contínuo en alfabeto morse de una, dos o tres letras. Un localizador, que está asociado a un Sistema de Aterrizaje por Instrumentos (ILS), transmite una identificación de dos letras.

Las radioemisoras comerciales en AM también pueden utilizarse conjuntamente con el ADF. Es de extrema importancia la identificación de todas las estaciones de radio y esto se hace especialmente cierto cuando se utilizan las radioemisoras comerciales para la navegación.

Los Radiofaros No Direccionales tienen una ventaja sobre el VOR. Esta ventaja es que las frecuencias bajas o medias no son afectadas por la línea-de-visión. Las señales siguen la curvatura de la tierra, por lo tanto, si el avión está dentro del alcance de potencia de la estación, las señales pueden ser recibida, sin importar la altitud.

La siguiente tabla da la clase de estaciones NDB, su potencia y alcance utilizables:

RADIOFARO NO DIRECCIONAL NDB
(Distancias utilizables para todas las altitudes)

Clase	*Potencia (Watts)*	*Distancia (Millas)*
Localizador	Bajo 25	15
MH	Bajo 50	25
H	50-1999	50
HH	2000 ó más	75

El alcance de servicio de las instalaciones individuales puede ser menos de 50 millas.

Una de las desventajas que se debe tener en cuenta es que las señales de frecuencia baja son muy susceptibles a las perturbaciones eléctricas, como los rayos. Estas perturbaciones crean un exceso de estática, desviaciones de la aguja y desvanecimiento de la señal. Puede también, haber interferencia de otras estaciones distantes. Los pilotos deben conocer las condiciones bajo las cuales pueden ocurrir estas perturbaciones, de manera que puedan estar más alerta de las posibles interferencias cuando utilicen el ADF.

Fundamentalmente el equipo ADF para avión está compuesto por un receptor, que se utiliza para sintonizar la frecuencia de la estación deseada y el equipo de navegación.

El equipo de navegación consiste en un dial sobre el cual está impreso el azimut y una aguja que gira alrededor del dial y apunta en la dirección de la estación a la cual está sintonizado el receptor.

Algunos de los diales ADF pueden ser rotados para alinear el azimut con el rumbo del avión, otros son fijos con los puntos 0º - 180º del azimut alineado con el eje longitudinal del avión. Así, la posición cero grados en el azimut representa la naríz del avión. En este manual se discutirá solamente el dial de azimut fijo (Fig. 7-29).

La Figura 7-30 ilustra los términos que se usan con el ADF y deben ser comprendidos por el piloto.

Orientación Relativa. Es el valor al cual apunta el indicador (aguja) en el dial de azimut. Cuando se usa el dial fijo, este número es en relación a la naríz del avión y es el ángulo medido en el sentido de los punteros del reloj desde la naríz del avión hasta una línea dibujada desde el avión hasta la estación.

Orientación Magnética. A la estación es el ángulo formado por una línea dibujada desde el avión al Norte Magnético y una línea dibujada desde el avión hasta la estación. La orientación magnética a la estación puede ser determinada sumando la orientación relativa al rumbo magnético del avión. Por ejemplo, si la orientación relativa es de 220º y el rumbo magnético es de 40º, la orientación magnética a la estación es de 220º más 40º ó 260º. Esto significa que en aire calmo se volaría un rumbo magnético aproximado de 260º a la estación. Si el total es mayor que 360º reste 360º del total para obtener la orientación magnética a la estación. Por ejemplo, si la orientación relativa es de 270º y el rumbo magnético es de 300º, se resta 360º del total, ó 570º - 360º = 210º, que es la orientación magnética hacia la estación.

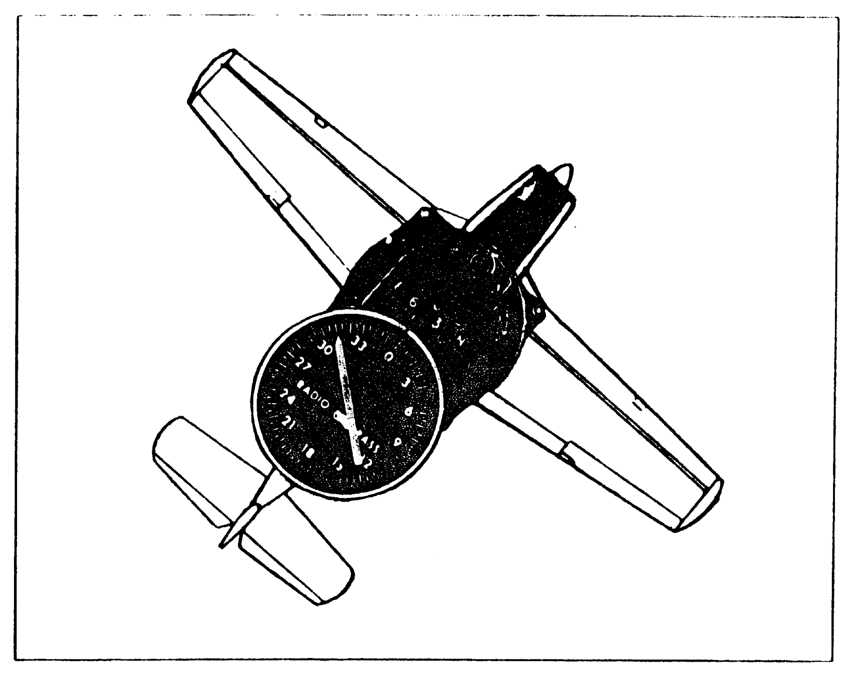


Figura 7-29. ADF con azimut fijo y compás magnético.

Para determinar la orientación magnética desde la estación, se suma o se resta 180º de la orientación magnética hacia la estación. Esta es la orientación recíproca y se utiliza cuando se marcan puntos de posición (fix).

Tenga presente que la aguja del equipo del dial de azimut fijo apunta a la estación en relación a la naríz del avión. Si la aguja es deflectada 30º hacia la izquierda o una orientación relativa de 330º, esto significa que la estación está ubicada 30º a la izquierda. Si se vira el avión 30º a la izquierda, la aguja se desplazará 30º a la derecha e indicará una orientación relativa de 0º o el avión apuntará hacia la estación. Si el piloto continúa el vuelo hacia la esta-

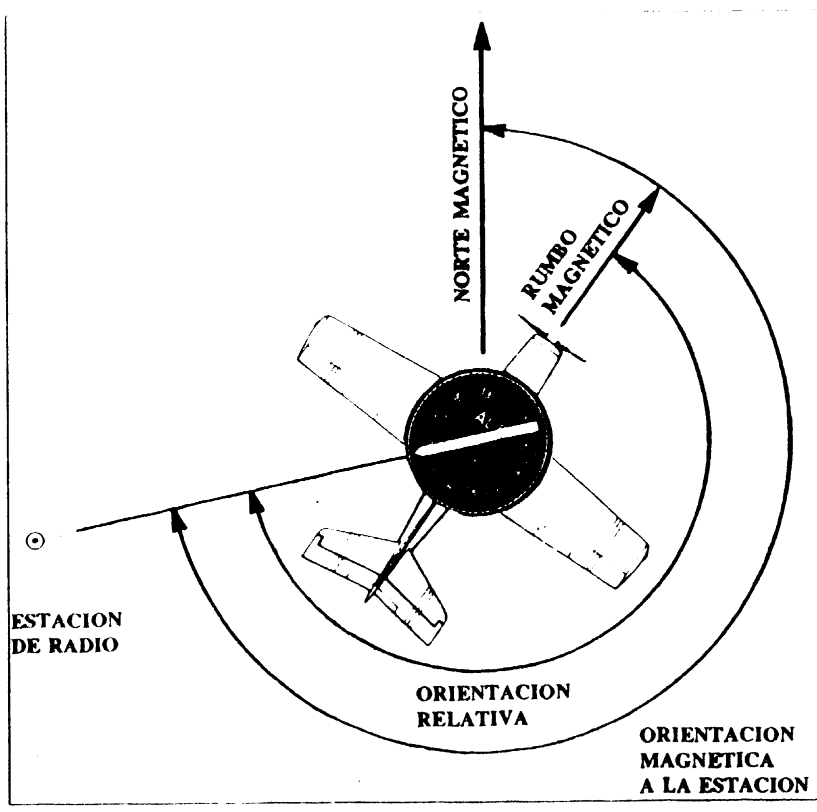


Figura 7-30. Términos ADF.

ción manteniendo la aguja en 0°, el procedimiento se llama **recalada** (homing) a la estación.

Si existe un viento cruzado, la aguja del ADF continuará desviándose de cero. Para mantener en cero la aguja, el avión debe ser virado algo, lo que resulta finalmente en una trayectoria curva a la estación. La recalada a la estación es un procedimiento común, pero significa desviarse con el viento, alargando así la distancia a la estación.

El ruteo a la estación requiere la corrección por desvío del viento y resulta en mantener un vuelo a lo largo de una trayectoria recta u orientación a la estación. Una vez establecida la corrección por desviación del viento, la aguja del ADF indicará la cantidad de corrección a la derecha o a la izquierda. Por ejemplo, si la orientación magnética a la estación es de 340°, pero para corregir por un viento cruzado de la izquierda el rumbo magnético es de

330°
330°
340° ORIENTACION A LA ESTACION

Figura 7-31. Ruteo con ADF.

330º, la aguja del ADF indicaría 10º a la derecha o una orientación relativa de 10º (Fig. 7-31).

Cuando se rutea alejándose de la estación, las correcciones de viento se efectúan en forma similar a cuando se rutea hacia la estación, pero la aguja del ADF apunta hacia la cola del avión o la posición 180º en el dial de azimut fijo. Tratar de mantener la aguja del ADF en la posición 180º con vientos de costado resulta en que el avión volará una trayectoria curva alejándose más y más de la trayectoria deseada.

Planificación de Vuelo. Los reglamentos indican que, antes de iniciar un vuelo, el piloto al mando del avión se familiarizará con toda la información disponible concerniente con ese vuelo. Para aquellos vuelos que no sean en la vecindad de un aeródromo, ésta debe incluir el estudio cuidadoso de la información sobre los estados y pronósticos meteorológicos actuales disponibles, necesidades de combustible, alternativas disponibles si no se puede completar el vuelo planificado, o cualquier demora en el tráfico informada por el ATC.

Es de extrema importancia una planificación de prevuelo cuidadosa. Con una planificación adecuada, el piloto podrá completar el vuelo con mayor confianza, facilidad y seguridad. Sin ella, el piloto puede tornarse en una estadística más. Estas indican que una planificación de prevuelo inadecuada es una de las causales de importancia en los accidentes aéreos.

Reuniendo los Materiales Necesarios. El piloto debe proveerse del material necesario bastante antes del vuelo para asegurarse que no falte nada. Una carta actualizada de la zona adyacente a la ruta del vuelo, debe estar entre este material, si la ruta del vuelo queda cerca del límite de una carta. Al tener esta información, el piloto estará preparado para circunnavegar las zonas de mal tiempo o minimizar la posibilidad de perderse. Para determinar las cartas necesarias que cubren las áreas adyacentes, vea el diagrama de ubicación que se encuentra en el extremo inferior derecho de la carta de navegación y encontrará la información requerida.

Entre el material debe estar el AIP -CHILE actualizado. Las subscripciones para esta publicación pueden obtenerse de:

Dirección General de Aeronáutica Civil
Dirección de Servicios de Navegación Aérea
Departamento Servicios de Información Aeronáutica
Clasificador 3, Correo 9, Providencia
Santiago.

Como equipo adicional deberá incluir un computar de vuelo o calculadora electrónica, una regla plotter y cualquier otro elemento apropiado para el vuelo en particular por ejemplo, si el vuelo es sobre el desierto lleve un suministro de agua adecuado

Verificación Meteorológica. Es una obligación y además muy conveniente verificar el estado del tiempo antes de continuar con otros áspectos de la planificación de vuelo, determinar primero si acaso es factible el vuelo; y de serlo, cuál ruta es mejor. Se debe hacer una visita a la Oficina Meteorológica más cercana. Es mejor una visita personal porque da acceso a los últimos mapas y cartas meteorológicas, pronósticos de ruta, pronósticos de terminal y alternativas, mosaicos de fotos satelíticas, METAR, SPECI, SIGMET, PIREPS y pronósticos de vientos en altura. Además está disponible el personal especializado para ayudarle a interpretar la información (previsionistas).

Si la visita no se puede realizar, se puede usar el teléfono. Generalmente los números telefónicos no aparecen en el Guía; pero en la Sección MET del AIP-CHILE se proporciona la forma de comunicarse con estas oficinas. Al llamar por información meteorológica para la aviación, identifíquese Ud. como piloto, especifique la ruta que intenta volar, destino, hora estimada de despegue, tiempo aproximado en ruta, y aviso de que el vuelo será solamente VFR.

Desgraciadamente, todavía hay muchos pilotos de aviación general que tienden a burlarse o ignorar los pronósticos y briefings meteorológicos de aviación, puesto que la información meteorológica que han recibido no siempre se ha probado como totalmente precisa. Lo adecuado o exacto de los pronósticos meteorológicos concerniente a más de 1.000 casos de accidentes en EE.UU fué examinado en detalle y se determinó que en el 80% a 85% de estos casos, los pronósticos describían adecuadamente las condiciones meteorológicas que habrían enfrentado los pilotos si hubieran recibido estos pronósticos. Por lo expuesto se ha considerado que, con esas probabilidades, el piloto sencillamente no puede darse el lujo de iniciar un vuelo sin un conocimiento total de la información meteorológica disponible, incluyendo los pronósticos. Por supuesto, el piloto que conoce los cambios de tiempo ve en los briefing y pronósticos meteorológicos una ayuda y consejo y no como algo absoluto. Es casi tan malo para un piloto tener una fé ciega en los briefings y pronósticos meteorológicos como no tenerla en lo más mínimo. El piloto que comprende no solamente la información meteorológica tal como se da, sino que también aprecia sus limitaciones, es el piloto que hará el uso más efectivo de todo el servicio meteorológico disponible y estará siempre cauteloso respecto a una situación meteorológica marginal

Mucho de lo que se expone a continuación ha sido discutido anterior

[illegible] equilibrio. [illegible] revisada [illegible]

Los briefings meteorológicos se proporcionan en el interés de asegurarse que el piloto reciba la mejor información meteorológica disponible para una planificación de vuelo efectiva. Los briefings adecuados, debidamente comprendidos y aplicados, son la mejor base para determinar si acaso el vuelo debe ser ejecutado según lo planeado, postpuesto, alterado o anulado. Por seguridad es necesario una consideración cuidadosa del estado del tiempo y su pronóstico antes de partir en cualquier vuelo.

Visibilidad en Vuelo y el Piloto VFR. La información básica en relación a la atmósfera y el comportamiento del tiempo ya ha sido presentada en este manual. En esta sección, se dará énfasis en la necesidad de una planificación apropiada y el uso de la información meteorológica disponible, basados en una comprensión clara de lo que puede y no puede proporcionar. También se incluyen los casos específicos de riesgo y como afrontarlos y salir adelante, pero en el análisis final, el juicio del piloto es el factor crítico. Un piloto, debe establecer limitaciones meteorológicas basadas en una evaluación realista de las limitaciones personales y aquellas del equipo. En casi todos los casos, si las condiciones meteorológicas son marginales, o si existe alguna sospecha de empeoramiento del tiempo, la regla más segura es -**no vuele**.

Las estadísticas en Estados Unidos indican que a nivel nacional, más del 25% de todos los accidentes fatales y más del 31% de todas las fatalidades resultan de haber despegado o haber continuado el vuelo hacia el mal tiempo con la subsecuente pérdida del control del avión. En otras palabras, los hechos fríos y duros indican que los accidentes en que está involucrado el tiempo continúan causando una cantidad de fatalidades innecesariamente alta para los pilotos VFR.

Un piloto VFR es aquel que no tiene habilitación para vuelo por instrumentos, o un piloto con habilitación para vuelo por instrumentos que no es experto. Es también un hecho que el piloto promedio que no ha tenido instrucción en vuelo por instrumentos perderá el control del avión en cuestión de segundos una vez perdidas las referencias exteriores.

La conclusión inevitable de lo anterior es que los pilotos VFR deben permanecer fuera de mal tiempo y para lograr esto, las limitaciones, como también las posibilidades de la meteorología de hoy en día deben ser comprendidas. No se debe esperar lo imposible, ni se debe abandonar lo logrado. Estudios recientes de pronósticos meteorológicos en aviación indican lo [illegible]

1.- Durante un máximo de 12 horas y aún más, un pronóstico de buen tiempo techo 1.000 metros o más, y una visibilidad de 5 kilómetros o más es mucho más probable que sea correcto de lo que es probable para un pronóstico de condiciones de techo bajo los 350 metros o visibilidad menor de 1,5 kilómetros.

2.- Sin embrago, para 3 ó 4 horas por adelantado, la probabilidad de que las condiciones de "bajo mínimos VFR" ocurran son más de 80% exactas si se han pronosticado.

3.- Los pronósticos de valores únicos de techo o de visibilidad en lugar de un rango de valores implican una exactitud que el actual sistema de pronósticos no posee para más allá de las primeras dos o tres horas del período pronosticado.

4.- Los pronósticos de malas condiciones para el vuelo durante las primeras horas del período de pronóstico son más confiables cuando hay un sistema de clima típico, tal como un frente, una vaguada, precipitaciones, etc.., que pueden ser rastreados y pronosticados.

5.- El tiempo asociado con frentes fríos de desplazamiento rápido y líneas de chubascos es el más difícil de pronosticar en forma precisa.

6.- Pronosticar la hora específica de la ocurrencia de mal tiempo es menos preciso que pronosticar que el mal tiempo ocurrirá dentro de un lapso horario.

7.- La visibilidad en la superficie es más difícil de pronosticar que la altura del techo y la nieve aumenta el problema de pronosticar la visibilidad.

La evidencia disponible demuestra que los pronósticos meteorológicos PUEDEN predecir lo siguiente por lo menos 75% de las veces:

1.- La pasada de frentes fríos de desplazamiento rápido o de línea de chubascos dentro de más o menos 2 horas hasta con 10 horas de anticipación.

2.- La pasada de frentes calientes o de frentes fríos de desplazamiento lento dentro de más o menos 5 horas, hasta con 12 horas de anticipación.

3.- La rápida disminución de techo a menos de 350 metros en condiciones de frente precálido, dentro de más o menos 60 metros y dentro de más o menos 4 horas.

4.- La llegada de una tormenta eléctrica, 1 ó 2 horas por adelantado si hay disponibilidad de radar.

5.- La hora en que comenzará a llover o nevar, dentro de más o menos 5 horas.

6.- La rápida depresión de un centro de baja presión.

[illegible] mucho [illegible] en los pronósticos, toda-

vía hay limitaciones en la predicción de lo siguiente con la exactitud que satisfaga completamente los requerimientos operacionales actuales de la aviación.

7.- La hora en que comenzará la lluvia engelante.
8.- La ubicación y ocurrencia de turbulencia extrema o severa.
9.- La ubicación y ocurrencia de engelamiento severo.
10.- La ubicación u ocurrencia de un tornado.
11.- Los techos de 30 metros o cero antes que existan.
12.- El desarrollo potencial de una tormenta eléctrica.
13.- La ubicación del centro de un huracán con menos de 100 millas de exactitud y por más de 12 horas por adelantado.
14.- La ocurrencia de hielo/neblina.

Variarán las indicaciones de lo que puede o no ser pronosticado, dependiendo de la climatología y de las condiciones generales del tiempo en el área. En general, los fenómenos poco comunes son más difíciles de predecir que los comunes. Las condiciones meteorológicas que tienen una variación pronunciada en el día, tales como la ocurrencia de niebla por radiación nocturna o de nubes convectivas del atardecer, pueden ser pronósticadas en forma más confiable que aquellas condiciones que tienen una pequeña variación diaria.

De manera similar, las condiciones meteorológicas que dependen de la interacción de masas de aire con cadenas montañosas, sectores costeros, o grandes masas de agua son pronosticadas con mayor confiabilidad que condiciones meteorológicas similares asociadas con tormentas ciclónicas que se desplazan lentamente sobre terreno plano y uniforme. En cualquier caso, sin embargo, el piloto que planifique por adelantado y se mantiene informado respecto a lo que está ocurriendo con el tiempo y lo que se pronostica que ocurrirá, está ejerciendo buen juicio.

El piloto que asume seguridad para varias horas de vuelo con un sólo pronóstico o estado de tiempo puede estar jugando con la vida.

Visibilidad versus Tiempo Horario. Para permanecer fuera de las nubes, los pilotos VFR a menudo son forzados a volar a bajas alturas. Aún cuando pueden permanecer fuera de las nubes, la visibilidad muy a menudo, es marginal, y es aquí que la visibilidad en un sentido muy real está relacionada tanto con el tiempo horario como con la distancia. Es decir ¿cuántos segundos por adelantado puede ver un piloto con una visibilidad de 1 milla (1,6 kilómetros)?, ¿ Cuántos segundos tiene un piloto para percibir, interpretar, actuar y obtener reacción del avión?

A una velocidad crucero de 95 nudos, un avión recorre aproximadamente 50 metros por segundo. Así, en relación a una visibilidad de 1 milla, el piloto puede ver 33 segundos por adelantado. Todo empeora a medida que aumenta la velocidad y/o disminuye la visibilidad. El piloto puede ver por adelantado solamente 20 segundos si vuela a 154 nudos con visibilidad de 1 milla. SE PUEDE PENSAR QUE El TIEMPO es suficiente para virar antes de una condición de cero visibilidad o para esquivar una obstrucción; pero ¿lo es?

Tiempo de Reacción. Toma tiempo, tiempo muy precioso bajo condiciones marginales de visibilidad, para que el ojo vea algo, para que el cerebro interprete lo que vé el ojo, para que el cerebro envíe un mensaje a los músculos y éstos reaccionen, y finalmente para que el avión responda al uso de los controles. En promedio, todo esto se demora 4 a 5 segundos. Si se resta este tiempo de los 10 ó 20 segundos que el piloto puede ver por adelantado, se puede determinar que a ciertas velocidades y/o ángulos de inclinación lateral sería imposible evitar las condiciones de cero visibilidad o una obstrucción. A 160 nudos, con un tiempo de reacción de 5 segundos, el avión recorrerá 410 metros antes que siquiera se inicie en el avión una acción evasiva.

Radio de Viraje. Suponga que un piloto debe virar para alejarse de una cadena de cerros o de una montaña, o de un banco de nubes bajas. Si vuela a 154 nudos, el avión se habrá movido en dirección de esta obstrucción aproximadamente 1.200 metros para cuando se haya completado un viraje de 90º (410 metros por tiempo de reacción, más 757 metros para el radio de viraje). Si la visibilidad es menos de tres cuartos de milla (1.200 metros), sería imposible evitar la obstrucción sin la ayuda de un buen viento de proa. Si prevalece un viento de cola, y con sólo 1 milla de visibilidad, sería aún más arriesgado. Obviamente, lo más seguro de hacer si se encuentra con una visibilidad tan restringida y condiciones de altitud baja, es volar a velocidades reducidas.

Angulo de Visibilidad de la Cabina y Visibilidad en Vuelo. Muy a menudo en vuelo, la visibilidad adecuada a la superficie se torna marginal, o aún menor que los mínimos, sin embargo, el piloto VFR puede continuar sencillamente porque las visibilidades de superficie han sido informadas como de valores aceptables por sobre los mínimos. Por lo tanto, es importante algún método para determinar con cierta exactitud la visibilidad en vuelo. Una regla práctica (Fig. 7-32) que no será igualmente exacta para todos los aviones, pero que generalmente es mejor que adivinar, es la siguiente:

REGLA PRACTICA:

Cuando la superficie está justo visible sobre la naríz del avión, la visibilidad hacia adelante será aproximadamente 1 milla estatuta por cada 1.000 pies de altitud.

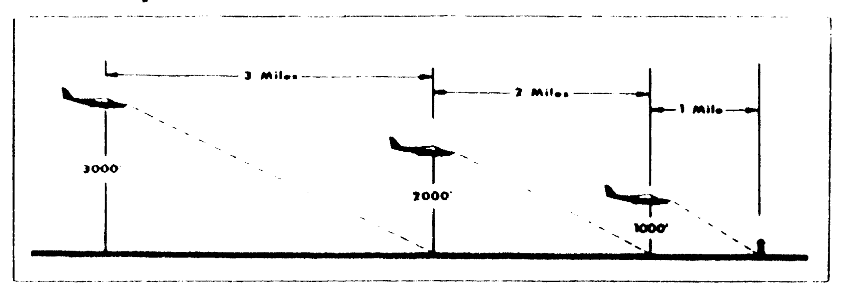


Figura 7-32. Regla práctica.

La visibilidad aproximada en millas será igual al número de miles de pies sobre el terreno cuando la superficie está justo visible sobre la naríz del avión. En otras palabras, en ese punto donde la superficie aparece por primera vez por la naríz del avión, la visibilidad será de aproximadamente 2 millas si se vuela a aproximadamente 2.000 pies sobre el terreno. Esta regla práctica se basa en el ángulo de visibilidad de la cabina. Los aviones tienen distintos ángulos de visibilidad de la cabina, por lo tanto, la regla práctica no será igualmente precisa para todos los aviones. Como se explica más adelante, el ángulo de visibilidad de la cabina puede ser determinado con bastante facilidad para cualquier avión. Una vez determinado para un avión dado, permanecerá constante mientras no se cambie el nivel de los ojos del piloto. Los pasos para determinar en tierra este ángulo de visibilidad son los siguientes (vea Fig. 7-33):

(1) Ajuste la actitud en tierra del avión para que corresponda lo más cerca posible con su actitud de vuelo de crucero normal.

(2) Sentado en posición normal, ajuste el asiento del piloto a la misma posición utilizada en vuelo.

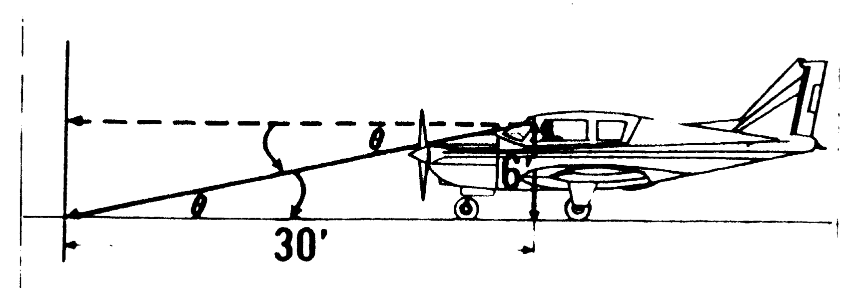
(3) Mida la distancia vertical desde el nivel de los ojos hasta el suelo (6 pies en el ejemplo).

(4) Mire derecho hacia afuera sobre la naríz del avión (ángulo de visibilidad de la cabina) y determine el punto donde sea visible primero la superficie.

(5) Mida la distancia desde directamente debajo de la posición de los ojos hasta el punto establecido en el paso 4 (30 pies en el ejemplo).

(6) Con esta información, la visibilidad puede ser determinada ya sea estableciéndose una proporción simple, o resolviendo con el valor de la tangente del angulo de visibilidad y utilizando la información de la tabla siguiente. En cualquier caso, el resultado representa la menor visibilidad que se pueda obtener cuando se vuela a 1.000 pies sobre la tierra.

CALCULO DEL ANGULO DE VISIBILIDAD



Todas las medidas son desde el nivel de vista del piloto

Figura 7 33 Angulo de visibilidad de la cabina

Valor Tangente	*Angulo(°)*	*Visibilidad aprox. a 1000 pies AGL*	
0,052	3	19.000 pies ó	5.800 metros
0,070	4	14.280	4350
0,087	5	11.500	3500
0,105	6	9.530	2900
0,123	7	8.130	2500
0,141	8	7.090	2150
0,158	9	6.330	1950
0,176	10	5 750	1750
0,194	11	5.150	1550
0,213	12	4.710	1450
0,231	13	4.320	1300
0,249	14	4.010	1200
0,268	15	3.730	1150
0,287	16	3.480	1050
0,306	17	3.270	1000
0,325	18	3.070	950
0,344	19	2.910	900
0,364	20	2.750	850

NOTA: A 500 pies sobre el terreno, la visibilidad en pies sería aproximadamente la mitad del valor a 1.000 pies

Método por Valor de la Tangente: El valor de la tangente (tan Ø) es igual a 6 pies dividido por 30 pies , ó

$$\tan Ø = \frac{6}{30}$$

$$\tan Ø = 0{,}20$$

Haciendo referencia a la información de la tabla y ubicando el valor más cercano a 0,20, se hace aparente que el ángulo de visibilidad se encuentra entre 11º y 12º. Una interpretación precisa indica que con este ángulo la visibilidad es de 5.000 pies ó 1500 metros.

Método de Proporción: Seis pies es a 30 pies como 1000 pies es a "X" pies:

$$\frac{6 \text{ pies}}{30 \text{ pies}} = \frac{1.000 \text{ pies}}{X \text{ pies}}$$

$$6X = 30.000 \text{ pies}$$

$$X = 5.000 \text{ pies}$$

Se debe comprender que en cualquier caso la visibilidad así calculada sería la mínima obtenida desde la cabina hasta la tierra directo al frente. Puede, por supuesto, ser mayor que esta, pero si la tierra puede ser vista a esta altitud, no puede ser menor. Horizontal o lateralmente, la visibilidad puede ser mayor o significativamente menor, dependiendo de las condiciones meteorológicas en vuelo. Sin embargo, la visibilidad a la tierra por delante (una referencia VFR primordial para el control del avión) sería, en el ejemplo citado, por lo menos de 5.000 pies. Si el piloto debe descender para poder ver la tierra sobre la naríz del avión, es proporcionalmente menor la visibilidad. (Vea la nota en la tabla).

Como Recibir una Exposición Verbal Meteorológica (Briefing)

1.- De persona a persona - Visite una oficina de la Dirección Meteorológica de Chile o la Estación de Servicio de Información de Vuelo del aeródromo más cercano.

2.- Por teléfono - Llame a una oficina de la Dirección Meteorológica de Chile o a la Estación de Servicio de Información de Vuelo del aeródromo más cercano. Los números telefónicos de las oficinas pueden encontrarse en la Publicación de Información Aeronáutica (AIP-CHILE).

Información para el Previsionista

1.- Nombre y tipo de licencia ejemplo alumno, piloto privado, comercial y si posee habilitación para vuelo por instrumentos.

2.- Tipo de avión y matrícula del avión.

3.- Punto de partida y de destino.

4.- Ruta propuesta y altitud de vuelo.

5.- Hora estimada de salida y llegada; más el tiempo necesario para llegar a una alternativa si se requiere.

6.- Si acaso el vuelo es IFR ó VFR.

Items que debe contener la Exposición Verbal Meteorológica (Briefing).

1.- Sinópsis meteorológica (posiciones y desplazamientos de sistemas de presión, frentes, áreas de precipitaciones, etc.).

2.- Tiempo actual (en el punto de partida, en ruta, incluyendo informes de piloto (PIREPS), terminal y tiempo de la alternativa si el tiempo es marginal.

3.- Tiempo pronosticado (en el punto de partida, en ruta, terminal y alternativas si se requiere).

4.- Rutas de alternativa.

5.- Tiempo riesgoso (tornados, tormentas tropicales, tormentas eléctricas, granizos, turbulencias, hielo, tormentas de polvo o tormentas de arena).

6.- Pronóstico de vientos de altura.

7.- Una solicitud para informes del piloto (ayude al previsionista y a otros pilotos informando radialmente de inmediato sobre cualquier tiempo adverso, en especial aquel que sea significativamente diferente del pronósticado).

Recomendaciones.

1.- De ser posible, obtenga una exposición verbal meteorológica completa para determinar si se puede llevar a cabo con seguridad el vuelo. Tome en cuenta su destreza y experiencia personal y las limitaciones del equipo. Nuevamente, si existe alguna duda, no vuele. Una vez comenzado el vuelo, con frecuencia se debe actualizar la información meteorológica.

2.- Registre un plan de vuelo apropiado con la oficina correspondiente de la Dirección General de Aeronáutica Civil.

3.- Si no se tiene habilitación para vuelo por instrumentos, evite el "VFR sobre la capa" y el "VFR Especial". Encontrarse por encima de una capa de nubes cuando es necesario un descenso de emergencia (o en el destino) es muy riesgoso para un piloto VFR. También, la aceptación de un permiso de salida fuera de la zona de control de aeródromo sin un techo mínimo y una visibilidad de 1500 metros, como lo permite un "VFR Especial" es una invitación al desastre para un piloto VFR. El tiempo y/o el terreno dentro de la

zona de control y fuera de ella puede ser totalmente inadecuado para el vuelo visual.

4.- Evite el vuelo a través de o cerca de tormentas eléctricas. Investigaciones recientes han demostrado más allá de toda duda que todas las tormentas eléctricas son potencialmente peligrosas y se les debe rodear con amplio espacio.

5.- Evite el vuelo a través de áreas de mal tiempo severo conocido o pronosticado, porque puede encontrarse con tornados, líneas de chubascos, granizos, o turbulencias severas o extremas. Con frecuencia se puede encontrar turbulencias de aire claro severas o extremas a niveles bajos e intermedios hasta 20 millas por delante de las líneas de chubascos. La "nube rotor" por delante de una línea de chubasco es una seña visible de turbulencia violenta, pero la ausencia de una "nube rotor" no debe interpretarse como que denota una falta notoria de turbulencia.

6.- Evite el vuelo a través de áreas con condiciones de formación de hielo conocidas o pronosticadas a menos que el avión esté bien equipado con dispositivos de deshielo/antihielo. La acumulación de hielo a través de áreas de precipitaciones engelantes y de nieve húmeda pueden ser rápidas. Además de la formación de hielo en la estructura del avión puede ocurrir formación de hielo en el carburador, cuando haya presencia de humedad visible o cuando la humedad no esté visible, pero existan las condiciones atmosféricas propicias (es decir, baja temperatura y humedad alta).

7.- Evite el vuelo a baja altura sobre terreno montañoso, en particular en declives a sotavento. Si la velocidad del viento cerca de la cima de un risco escarpado es de sobre 40 nudos y aproximadamente perpendicular al risco, es posible que haya condiciones de onda de montaña encima y cerca de los declives de sotavento. Si la velocidad del viento cerca del risco escarpado excede los 50 nudos, es probable encontrar una fuerte onda de montaña con ráfagas fuertes hacia arriba y hacia abajo, y turbulencia severa o extrema. La peor turbulencia está en y debajo de una zona rotor a unas 8 ó 10 millas después del risco escarpado. Esta zona se caracteriza por la presencia de "nubes rotores", si hay presencia de humedad suficiente.

Las nubes altocúmulos lenticulares estacionarias son también señas visibles de la existencia de una onda de montaña, pero su presencia asimismo depende de la humedad. Las corrientes descendentes de las ondas de montaña pueden exceder la capacidad de ascenso del avión.

8.- Evite áreas de techo bajo y de visibilidad restringida, a menos que el piloto sea hábil en vuelo por instrumentos y que utilice un avión equipado adecuadamente, luego proceda con cuidado y tenga alternativas planificadas.

9.- Tenga cuidado al aterrizar en pistas cubiertas de agua o de aguanieve que causan hidroplaneo (acuaplaneo), un fenómeno que hace inefectivos los frenos y la dirección debido a la falta de suficiente fricción con la superficie. También son de riesgo las pistas cubiertas de nieve o hielo.

10.- Tenga cuidado al despegar o aterrizar en condiciones de ráfagas de viento.

11.- Evite despegar o aterrizar demasiado cerca trás un avión grande. La "turbulencia de estela" causada por estos aviones puede ser de riesgo.

12.- Una vez completado el vuelo, visite o llame a la Oficina Meteorológica del aeródromo y discuta las condiciones meteorológicas encontradas en ruta.

Utilización de la Carta Aeronáutica. Trace el curso a volar sobre la carta. La línea de curso debe comenzar en el centro del aeródromo de partida y terminar en el centro del aeródromo de destino. Si la ruta va a ser directa, la línea de curso consistiría en una sola línea recta. Si la ruta no es directa, ésta consistirá en dos o más segmentos de línea recta -por ejemplo, puede elegirse una estación VOR, que está fuera de la ruta directa, pero que facilitará la navegación. Se deben escoger puntos de verificación apropiados a lo largo de la ruta y demarcarlos de alguna forma. Estos deben ser puntos fáciles de ubicar, tales como pueblos grandes, lagos y ríos grandes o combinaciones de puntos reconocibles, tales como pueblos con aeródromo, pueblos con redes de carreteras y vías férreas que entran y salen, etc.. Escoja normalmente aquellos pueblos marcados por manchas de amarillo en la carta. No escoja aquellos pueblos representados por un pequeño circulo-puede ser que éstos tengan solamente una media docena de casas. (En áreas aisladas, sin embargo, los pueblos representados por pequeños circulos pueden ser puntos de verificación prominentes).

Se debe verificar las áreas a cada lado de la ruta planificada en relación a zonas peligrosas, restringidas o prohibidas. Cada una de estas zonas aparece claramente delimitada en la carta, en color azul con sus bordes achurados, indicándose su tipo por medio de una letra (D, R, o P) y su identificación por un número. Para todas ellas se usa una serie de números a fin de asegurar que nunca se duplique un número. Cada zona es descrita en el capítulo RAC del AIP-CHILE.

Estudie el terreno a lo largo de la ruta. Esto es necesario por varias razones. Debe ser verificado para determinar las elevaciones más altas y más bajas a encontrar, de manera que se pueda escoger una altitud de vuelo conforme con la reglamentación vigente. Si se va a volar a una altitud de más de 3.000 pies se requiere ajustarse a la Tabla de Niveles de Crucero y Derrota que han de observarse para vuelo IFR o VFR, dentro y fuera del espacio aéreo controlado. Ella se encuentra en el capítulo RAC del AIP-CHILE.

Verifique la ruta en cuanto a terrenos particularmente escabrosos, de

manera que se les evite. Se debe verificar en cuanto a obstrucciones elevadas en las áreas donde se despegará o aterrizará. Las torres de transmisión de televisión o de radioemisoras pueden extenderse a alturas de más de 1.500 pies sobre el terreno circundante. Es esencial que los pilotos estén conscientes de su presencia y ubicación.

Haga una lista de las ayudas a la navegación que serán utilizadas a lo largo de la ruta y de los aeródromos que se encuentran a lo largo o próximo a la ruta de intención.

Es importante verificar si la carta corresponde a la última edición y utilizar la leyenda de la carta para conocer el significado de los símbolos o colores

Uso de la Publicación de Información Aeronáutica (AIP-CHILE). Usando el capítulo COM del AIP-CHILE, obtenga la información de la frecuencia de sintonía y distintivo de llamado o identificación de las radioayudas seleccionadas. También obtenga la información del tipo de estación, servicio, distintivo de llamada y frecuencia de transmisión de los aeródromos seleccionados. Complete la lista preparada anteriormente con toda esta información.

Verifique la actualización de la información por medio del registro de enmiendas y NOTAMS.

Estudie en el capítulo AGA la información disponible sobre cada aeródromo en el cual se tenga la intención de aterrizar. Esto debe incluír un estudio de los NOTAMS. Esto incluye la ubicación, elevación, facilidades de pista y de iluminación, servicios disponibles, tipos de combustibles disponibles (utilice esto para decidir las detenciones para reabastecimiento), frecuencias de aproximación de las torres de control y del control terrestre, información de tráfico, observaciones y otra información pertinente. Los NOTAMS deben ser verificados en cuanto a información adicional sobre condiciones de riesgo o cambios que se hayan efectuado desde la última enmienda del AIP-CHILE.

Manual de Vuelo del Avión. Estudie detenidamente el manual para determinar la estiba correcta del avión (información de peso y balance). Debe conocerse el peso total del combustible utilizable y del aceite drenable. También, el peso de los pasajeros, el peso de todo el equipaje que se transporta, y el peso vacío del avión para estar seguro de no exceder el peso máximo permitido. Se debe conocer la distribución de la carga para saber si el centro de gravedad resultante queda dentro de los límites. Asegúrese de utilizar la última información de peso y balance del Manual de Vuelo del Avión aprobado por la D.G.A.C. o de otros registros permanentes del avión, según sea apropiado, para obtener información del peso vacío y del centro de gravedad vacío.

Determine de los gráficos apropiados las distancias de despegue y aterrizaje basadas en la carga calculada, elevación del aeródromo y la temperatura; luego, compare estas distancias con la longitud de pista disponible. Recuerde, mientras más pesada la carga y más elevado el aeródromo, la temperatura o la húmedad, mayor será la carrera de despegue y de aterrizaje y menor será la razón de ascenso.

Verifique los cuadros de performance de crucero para determinar la razón de consumo de combustible a la altitud de vuelo y ajustes de potencia estimados. Calcule la razón de consumo de combustible, luego compárelo con el tiempo de vuelo estimado, de manera que se pueda incluir en el plan los puntos de reabastecimiento en ruta.

Utilización de la Regla Plotter, Computador o Calculadora Electrónica, etc.. Al trazar una línea de curso sobre la carta aeronáutica, utilice un transportador o una regla plotter para determinar el curso verdadero. Luego, determine la variación magnética de la línea isogónica media, aplíquela al curso verdadero medido y obtenga el curso magnético. Al volar a una altitud de más de 3.000 pies, se debe conocer el curso magnético para decidir el nivel de vuelo de crucero en miles de pies par, más quinientos pies o impar, más quinientos pies (Tabla de Niveles de Crucero y Derrota. Capítulo RAC, AIP-CHILE). Luego, mida la longitud de la línea de curso, cuidando de asegurarse el uso de la escala apropiada.

Si después de una rigurosa verificación meteorológica se decide que el vuelo se puede efectuar con seguridad, se debe obtener el pronóstico de vientos en altura y se debe escoger la altitud. La altitud escogida debe concordar con los reglamentos de la D.G.A.C.,y también aprovechar los vientos en altura más favorables posible. A veces, puede ser deseable no aprovechar los vientos favorables para volar a una altitud donde no haya turbulencia.

Después de determinar la altitud y conociendo los vientos pronosticados a esa altitud, utilice esta información, la velocidad aérea verdadera estimada, y el curso verdadero medido, para calcular el rumbo verdadero y la velocidad terrestre. Del rumbo verdadero calculado, determine el rumbo del compás aplicando la variación magnética (ya obtenida de la línea isogónica media de la carta) y el desvío (ya obtenido de la tarjeta de corrección del compás). De la velocidad terrestre calculada y de la distancia medida del curso, determine el tiempo de vuelo total. Luego, utilice el tiempo total y la razón de consumo de combustible estimada para determinar la cantidad de combustible que será consumido durante el vuelo.

... para de efectuar los cálculos necesarios, se puede confeccionar un ...

... de Vuelo VFR. La reglamentación exige presentar un plan de vuelo para cualquier vuelo VFR, con la excepción de los vuelos locales (DAR-02), que se definen como los que comienzan y finalizan en el aeródromo de origen y se realizan dentro de un radio de 50 kilómetros (27 millas náuticas) o en zonas designadas.

Los planes de vuelo deben ser sometidos a una dependencia de los Servicios de Tránsito Aéreo (ATS) de la D.G.A.C.. Aunque los planes de vuelo pueden ser presentados por radio desde el aire (AFIL), es mejor llenarlos personalmente en la dependencia más cercana o registrarlo por teléfono al momento de despegar. Después del despegue, contacte por la radio a la estación de tránsito aéreo y deles la hora de salida para activar el plan de vuelo.

Para evitar congestiones de los canales de comunicaciones ya bastante ocupados, utilice la radio para someter planes de vuelo solamente cuando sea imposible registrarlo de otra manera.

Cuando se registra un plan de vuelo VFR, éste será retenido por la dependencia de la D.G.A.C. hasta 1 hora después de la hora de partida y luego será anulado a menos que:

(1) Se reciba la notificación de la hora efectiva de salida.

(2) Se reciba una hora de salida modificada;

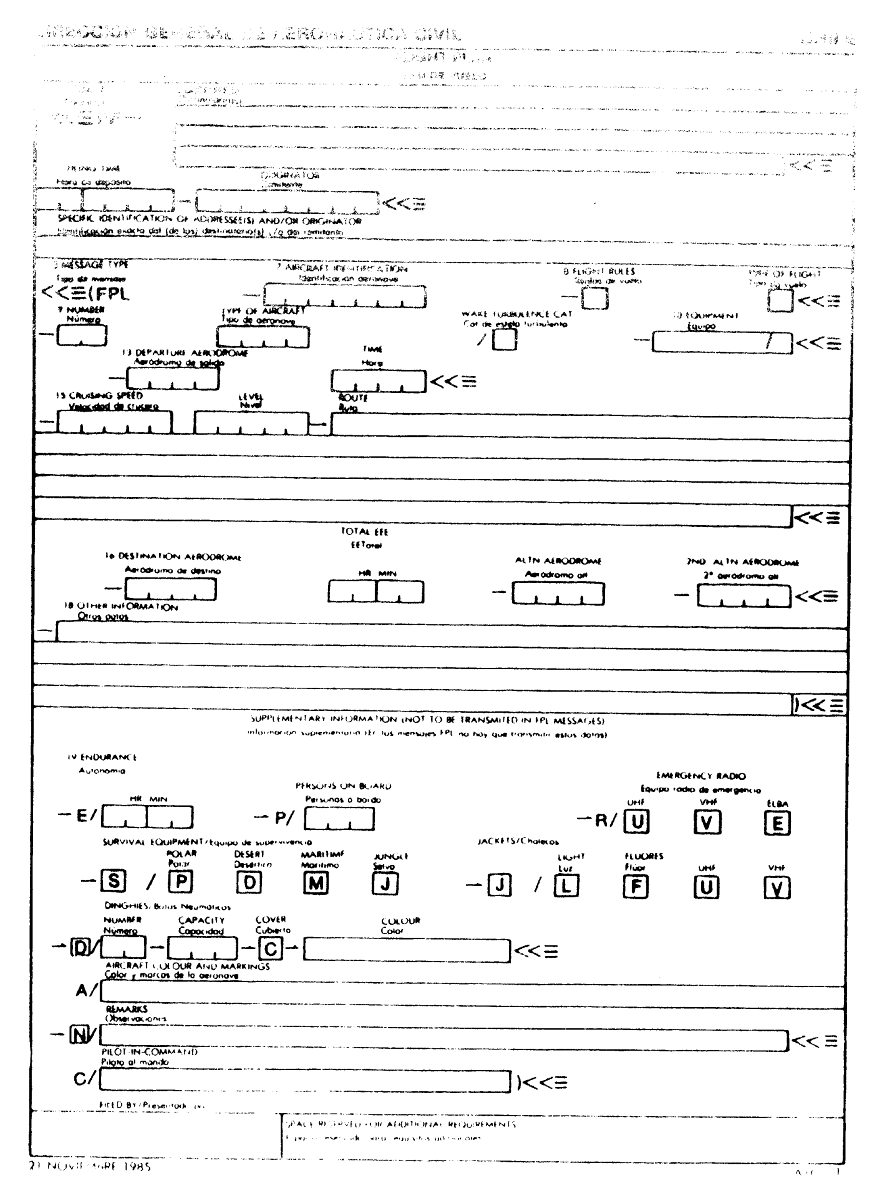
(3) Si en el momento de la presentación, la dependencia es informada que la partida se cumplirá; pero no se puede dar la hora misma debido a una comunicación inadecuada.

Sin embargo, el funcionario que acepta el plan de vuelo no informará al piloto de este procedimiento.

Una vez realizado el plan, no olvide **cancelar el plan de vuelo a la llegada.**

Haga esto por teléfono con la dependencia ATS más cercana si es posible, para evitar la congestión radial. Si no hay una dependencia cerca del punto de aterrizaje, se puede cancelar por radio el plan de vuelo con la dependencia más próxima, una vez llegado al destino.

La Figura 7-34 muestra el formulario de plan de vuelo, el que debe llenar el piloto en la dependencia ATS. Al registrar un plan de vuelo por teléfono o radio, dé la información en el orden de los espacios numerados. Esto permite al funcionario copiar más eficientemente la información. La mayoría de los espacios son autoexplicativos y no requieren de mayor explicación. Sin embargo, en el reverso del formulario aparecen las instrucciones para el llenado del plan de vuelo. Debe escribirse sólo en los espacios en blanco correspondientes a las casillas 7 al 19. El ítem 8 solicita las reglas de vuelo,



DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

FLIGHT PLAN

PLAN DE VUELO

FILING TIME
Hora de depósito

ORIGINATOR
Remitente

<<≡

SPECIFIC IDENTIFICATION OF ADDRESSEE(S) AND/OR ORIGINATOR
Identificación exacta del (de los) destinatario(s) y/o del remitente

3 MESSAGE TYPE
Tipo de mensaje
<<≡(FPL

7 AIRCRAFT IDENTIFICATION
Identificación aeronave

8 FLIGHT RULES
Reglas de vuelo

TYPE OF FLIGHT
Tipo de vuelo
<<≡

9 NUMBER
Número

TYPE OF AIRCRAFT
Tipo de aeronave

WAKE TURBULENCE CAT.
Cat. de estela turbulenta

10 EQUIPMENT
Equipo
<<≡

13 DEPARTURE AERODROME
Aeródromo de salida

TIME
Hora
<<≡

15 CRUISING SPEED
Velocidad de crucero

LEVEL
Nivel

ROUTE
Ruta

<<≡

TOTAL EET
EET total
HR MIN

16 DESTINATION AERODROME
Aeródromo de destino

ALTN AERODROME
Aeródromo alt.

2ND. ALTN AERODROME
2° aeródromo alt.
<<≡

18 OTHER INFORMATION
Otros datos

)<<≡

SUPPLEMENTARY INFORMATION (NOT TO BE TRANSMITED IN FPL MESSAGES)
Información suplementaria (En los mensajes FPL no hay que transmitir estos datos)

19 ENDURANCE
Autonomía
HR MIN
– E/

PERSONS ON BOARD
Personas a bordo
– P/

EMERGENCY RADIO
Equipo radio de emergencia
UHF VHF ELBA
– R/ U V E

SURVIVAL EQUIPMENT/Equipo de supervivencia
POLAR Polar
DESERT Desértico
MARITIME Marítimo
JUNGLE Selva
– S / P D M J

JACKETS/Chalecos
LIGHT Luz
FLUORES Flúor
UHF
VHF
– J / L F U V

DINGHIES/Botes Neumáticos
NUMBER Número
CAPACITY Capacidad
COVER Cubierta
COLOUR Color
→ D/ – – C – <<≡

AIRCRAFT COLOUR AND MARKINGS
Color y marcas de la aeronave
A/

REMARKS
Observaciones
– N/ <<≡

PILOT-IN-COMMAND
Piloto al mando
C/)<<≡

FILED BY/Presentado por

SPACE RESERVED FOR ADDITIONAL REQUIREMENTS
Espacio reservado para requisitos adicionales

21 NOVIEMBRE 1985

Figura 7-34. Anverso Plan de Vuelo

que es VFR y se indica con la letra V y el tipo de vuelo, que es de Aviación General y se identifica con la letra G.

El ítem 13 solicita el aeródromo de salida y hora. Recuerde que el tiempo horario debe ser expresado según el Tiempo Universal Coordinado (UTC).

Para convertir en Chile continental la hora estándar local a Tiempo Universal Coordinado súmele 4 horas, excepto entre la medianoche del segundo sábado de Octubre hasta la medianoche del segundo sábado de Marzo, en que debe sumarle solamente 3 horas.

Si el piloto tiene problemas en convertir el horario estándar local a Tiempo Universal Coordinado, dé la hora local, indicándolo expresamente para evitar errores.

El ítem 15 solicita: la velocidad de crucero, que corresponde a la velocidad aérea verdadera y se puede expresar en kilómetros por hora anteponiendo la letra K seguida de cuatro cifras o en Nudos anteponiendo la letra N seguida de cuatro cifras (N0095) corresponde a 95 nudos. El nivel de vuelo o altitud de crucero, se expresa mediante una letra F seguida de tres cifras (F055 corresponde a 5.500 pies) o se puede colocar VFR en este bloque, y el piloto escogerá un nivel de crucero que concuerde con los reglamentos de la D.G.A.C.(para vuelos IFR, el control de tránsito aéreo designa el nivel de crucero).

Si el vuelo va a ser directo, coloque la palabra "directo" en el espacio siguiente encabezado "Ruta"; de no hacerlo, ponga la ruta efectiva a seguir, tal como vía ciertos aeródromos, ciudades o radioayudas.

El ítem 19 solicita el combustible a bordo expresado en horas y minutos de vuelo. Esto se determina dividiendo el total de combustible utilizable a bordo por la razón de consumo estimada.

Durante la realización del vuelo, se deben efectuar con regularidad informes de posición a las dependencias ATS, a las cuales se les puede consultar sobre nuevos informes meteorológicos o cualquier otra información considerada necesaria.

Recuerde, las dependencias del Servicio de Tránsito Aéreo están ansiosas por ayudarle en toda forma posible. Es sólo sensato aprovechar sus servicios.

CAPITULO VIII - INFORMACION AERONAUTICA NACIONAL

Generalidades. El piloto de cualquier aeronave, sea un pequeño avión privado o un avión de transporte de gran tamaño, debe:

1. Conocer en forma sumaria la legislación de aviación civil, reglamentos de navegación aérea y otros, vigentes en Chile.
2. Tener a su disposición una cantidad considerable de información relativa a los servicios e instalaciones de navegación aérea.
3. Conocer los aeródromos, las ayudas para la navegación, los servicios meteorológicos, de comunicaciones y de tránsito aéreo vigentes, así como los procedimientos y reglamentaciones relacionadas con los mismos.
4. Informarse, a menudo con aviso previo muy breve, de todo cambio que afecte el funcionamiento de dichas instalaciones y servicios.
5. Conocer todo peligro que pueda afectar su vuelo.

Si bien la información anterior habitualmente puede suministrarse antes del despegue, en algunos casos debe proporcionarse durante el vuelo.

Como base para la preparación de la información aeronáutica las autoridades cuentan con las *Normas y Métodos Recomendados Internacionalmente*, que la *OACI* adopta en conformidad al Convenio de Aviación Civil Internacional conocidos como *Anexos* del citado convenio.

No todas las autoridades aeronáuticas de los diferentes estados signatarios del convenio pueden ajustarse en su totalidad a las normas y métodos recomendados en los Anexos OACI. En caso de que esto ocurra, ellos deben notificar y divulgar toda diferencia que pueda existir para lograr la seguridad, regularidad y eficiencia en las operaciones aéreas.

En cada estado, es de responsabilidad del *Servicio de Información Aeronáutica (AIS)* la recopilación y distribución de la información aeronáutica que ha de usase en todos los tipos de operaciones de aeronaves, según se especifica en el anexo de OACI, por lo tanto, cada estado tiene la responsabilidad de poner a disposición de la aviación civil y sus interesados, toda la información necesaria para la operación de las aeronaves que se dedican a la navegación aérea dentro de su territorio. Aunque el convenio y sus anexos tratan principalmente de las operaciones aéreas internacionales, debe observarse que la aviación nacional tiene la misma necesidad de disponer de un Servicio de Información Aeronáutica.

Es importante tener en cuenta que toda la información aeronáutica se encuentra sujeta constantemente a cambios, ya sea por modificaciones legales, reglamentarias o de procedimientos por un lado; o debido a modificaciones, eliminaciones, suspensiones o habilitaciones de servicios o instalaciones. Mantenga siempre actualizada sus fuentes de imformación.

Legislación y Reglamentación Aérea Nacional

Es esencial que las personas que se dedican a la aviación civil conozcan la legislación y los reglamentos que regulan la navegación aérea en Chile. Ellos son:

Título		*Contenido*
Ley 16.752	de 30.01.68	Ley orgánica de la Dirección General de Aeronáutica Civil.
Ley 18.916	de 08.02.90	Aprueba Código Aeronáutico.
D.F.L. 241	de 29.0360	Responsabilidad de la Junta de Aeronáutica Civil.
D.S. 34	de 19.01.68	Reglamento sobre ingreso al país de aeronaves extranjeras.
D.S. 150	de 20.02.68	Reglamento sobre ingreso a Chile de las aeronaves extranjeras de Estado.
D.S. 416	de 26.07.72	Licencias al personal aeronáutico (**DAR 01**).
D.S. 37	de 13.01.88	Reglamento del Aire (**DAR 02**).
D.S. 798	de 17.11.88	Unidades de Medidas que se emplearán en las operaciones aéreas y terrestre de la aviación civil (**DAR 05**).
D.S. 894	de 27.12.88	Reglamento de Marcas de Nacionalidad y Matrículas de Aeronaves (**DAR 07**).
D.S. 812	de 28.12.82	Reglamento de los Servicios de Tránsito Aéreo (**DAR 11**).

Título		Contenido
D.S. 836	de 02.10.86	Reglamento de los Servicios de Información Aeronáutica (**DAR 15**).
D.S. 959	de 26.12.85	Reglamento de Seguridad para protección de la Aviación Civil contra actos de interferencia ilícita (**DAR 17**).
D.S. 361	de 15.05.89	Reglamento de Operación de globos cautivos, cometas, cohetes no tripulados y vehículos ultralivianos (**DAR 31**).
D.S. 76	de 06.02.73	Reglamento del Servicio de Telecomunicaciones Aeronáuticas (**DAR 56**).
Resolución de la D.G.A.C. Nº 0113	de 03.08.70	Operación de aviones de transporte público, aviación general y trabajos aéreos.
D.S. 349	de 07.06.73	Sanciones por infracción a las Leyes y Reglamentos Aeronáuticos y las Disposiciones y Normas de la Dirección General de Aeronáutica Civil.
D.L. 2.564	de 21.03.79	Dicta normas sobre Aviación Comercial.
D.L. 746	de 15.02.90	Transporte sin riesgos de mercaderías peligrosas por vía aérea (**DAR 18**).

Documentos Normativos de la Dirección General de Aeronáutica Civil

La Dirección General de Aeronáutica Civil, dentro del contexto legal que la rige, establece una escala de regulaciones sobre cuyas bases elabora y promulga las normas necesarias para definir, a nivel externo:

1. Los Servicios que presta a la navegación aérea, tendientes a velar por la seguridad.
2. Las obligaciones de las personas y entidades civiles que ejecutan actividades de aviación civil o relacionadas con las funciones de la Dirección General de Aeronáutica Civil.
3. La fiscalización de la actividad aeronáutica civil.
4. Otras funciones cuya tuición le corresponda y otros servicios que por mandato de la ley le son encomendados proporcionar.

Las siguientes publicaciones constituyen los tres niveles de documentos del ámbito de fiscalización y de servicios de la Dirección General de Aeronáutica Civil

Reglamentos Aeronáuticos (DAR)
Procedimientos de los Reglamentos Aeronáuticos (DAP)
Circulares de la Dirección General de Aeronáutica Civil (DAC)

Reglamentos Aeronáuticos (DAR). Son disposiciones de la Dirección General de Aeronáutica Civil aprobadas por Decreto Supremo, que determinan normas de carácter reglamentario tendientes a proporcionar seguridad a la navegación aérea y prestación de otros servicios, cuyo cumplimiento es mandatorio para aquellas persónas y entidades que deban regirse por la legislación aeronáutica.

Procedimiento de los Reglamentos Aeronáuticos (DAP). Son disposiciones de la Dirección General de Aeronáutica Civil, aprobadas por Resolución del Director General, que establecen en detalle los procesos que se deben seguir para dar cumplimiento a las materias contenidas en los Reglamentos Aeronáuticos (DAR).

Circulares de la Dirección General de Aeronáutica Civil (DAC). Son circulares de la Dirección General de Aeronáutica Civil que contienen disposiciones o informaciones relacionadas con la seguridad del vuelo, la navegación aérea o asuntos de carácter técnico, administrativo o legislativo, cuya distribución está dirigida a todos los ámbitos en la que la dirección tiene ingerencia, y cuyo cumplimiento es responsabilidad de los usuarios de los servicios de la Dirección General de Aeronáutica Civil.

Tipos y Niveles de la Información Aeronáutica

Publicación de Información Aeronáutica (AIP). Cuando la información aeronáutica no esta sujeta a cambios frecuentes y pueda proporcionarse mejor en forma de manual, se dispone la producción y edición de tal manual, especificándose los niveles de información que deben incluirse en dicha publicación.

La Publicación de Información Aeronáutica se publica en dos volúmenes conocidos como **AIP-CHILE** y **AIP-MAP**, que contienen la información de carácter permanente y se mantienen al día mediante un servicio de enmiendas que aparecen a intervalos regulares, los meses de Abril, Junio, Septiembre y Noviembre de cada año.

Notam. El servicio de Notam se publica cada vez que se considera necesario, a fin de difundir la información de importancia operacional directa cuan-

do la misma tenga carácter temporal y requiera difusión inmediata o sea apropiada para ser publicada en el AIP; pero requiera publicación inmediata.

Existen dos clases de Boletines Notam.

Los Notam Clase I, son aquellos que contienen información que requiere de aviso inmediato a los interesados en las operaciones de vuelo, por el medio más rápido que se disponga, normalmente telecomunicaciones.

Los Notam Clase II, son aquellos que por su contenido puede dárseles publicidad y distribuirse por correo.

También puede asignársele a un Notam ambas clasificaciones y en este caso será divulgado por medio de las telecomunicaciones y por correo.

A su vez, los Notams Clase I, son distribuidos en cuatro SERIES, siendo de especial importancia para la aviación civil los de la SERIE C, que contienen información de interés general para las aeronaves que no se dedican a la aviación civil internacional y a los que se les da únicamente distribución nacional.

Descripción de la Publicación de Información Aeronáutica (AIP-CHILE). Como se indicó anteriormente, contiene la información aeronáutica de carácter permanente y que es esencial para la navegación aérea. Se publica con un sistema de compaginación de hojas intercambiables, para permitir introducir las modificaciones a que está sometida, las que son recibidas por los subscriptores a través de un servicio de enmiendas.

En el caso de no contar el piloto con un Manual AIP propio, éste puede ser solicitado para su consulta en las oficinas de la D.G.A.C. a lo largo del país.

El AIP-CHILE cuenta de las siguientes secciones:

GEN	Generalidades
AGA	Aeródromos
COM	Comunicaciones
MET	Meteorología
RAC	Reglamentos del Aire y Servicios de Tránsito Aéreo
FAL	Facilitación
SAR	Búsqueda y Salvamento
MAP	Cartas Aeronáuticas.

Generalidades (GEN). Esta sección se divide en dos capítulos.

GEN 1: Contiene todo lo relacionado con el Servicio de Información Aeronáutica AIS, autoridad, direcciones, organización, responsabilidad, publicaciones y su distribución, servicios de información para el vuelo, sumario de reglamentos y normas y su diferencia a textos reglamentarios de la OACI. Unidades de medida, sistema horario, notificación de accidentes e incidentes y otras informaciones.

GEN 2: Contiene las abreviaturas oficiales usadas en el AIP-CHILE.

Aeródromos (AGA). Esta sección se compone de una introducción y 4 capítulos:

AGA-0: Introducción y Generalidades: En este capítulo se indica la dependencia de los aeródromos con respecto a la autoridad aeronáutica, la aplicabilidad de los documentos OACI, las diferencias de las regulaciones OACI con respecto a las nacionales y el mantenimiento e instrucciones de operación en las áreas de maniobras de los aeródromos.

AGA-1: Aeropuertos Internacionales: Está compuesto por el formulario AGA-1 que contiene toda la información pertinente a los aeropuertos internacionales del país.

AGA-2: Aeródromos disponibles para el uso del transporte aéreo comercial. Está compuesto por el formulario AGA-2 que contiene una descripción detallada de los aeródromos que pueden usar los servicios aéreos regulares y que son usados normalmente por el transporte aéreo no regular por remuneración o alquiler, para fines de tráfico, técnicos o de desviación.

AGA-3: Lista de Aeródromos Terrestres: Contiene una breve descripción de todos los aeródromos (incluso helipuertos) disponibles para la aviación del país. Es de aquí donde el piloto privado debe obtener la información sobre estos aeródromos al planificar sus vuelos y seleccionar sus alternativas.

AGA-4: Luces Aeronáuticas Terrestres: Contiene una lista de las luces aeronáuticas terrestres con sus características. Las luces aeronáuticas terrestres son las que se suministran como ayuda para la navegación y se deben incluir las que haya en los aeródromos y en sus proximidades.

Comunicaciones (COM). Se compone de una introducción y 5 capítulos:

COM-O: Introducción y Generalidades. En este capítulo se individualiza el Administrador de los Servicios de Telecomunicaciones del país y asimismo el tipo de servicio que este proporciona a saber: servicios de radionavegación, servicio aeronáutico móvil, servicio aeronáutico fijo y el servicio de emisiones del servicio de meteorología.

Se individualizan los Documentos OACI que se han considerado en la publicación. Se indican las diferencias del país con respecto a las regulaciones OACI. Se explica la forma de interpretar los formularios; y por último, se incluye una lista con las radioayudas existentes y su señal de llamada o identificación.

COM-1: Indicadores de Lugar: Se enumeran tanto en forma de cifrado

como en la de descifrado, los indicadores de lugar asignados a lugares en el servicio fijo aeronáutico, o a otros lugares de importancia internacional, según los reglamentos prescritos por la OACI. Es práctica común, no sólo incluir los indicadores de importancia internacional sino la totalidad de los indicadores de lugares nacionales, y a veces se incluye, además, la nomenclatura del lugar usado normalmente en el servicio interno del país que difiere de los internacionales.

COM-2: Instalaciones de Radiocomunicaciones y de Navegación: Se enumeran dando la información que se escribe en los formularios, todas las estaciones que proporcionan los servicios móviles aeronáuticos o de navegación aeronáutica o ambos, y estaciones seleccionadas de radiodifusión pública. Toda esta información está contenida en el formulario COM-2.

COM-3: Sistemas Especiales de Navegación: En este formulario se indican las estaciones asociadas con sistemas especiales de navegación, como el LORAN y el DECCA. En los países que no existen se omite el uso de este capítulo, como es el caso de Chile.

COM-4: Señales Horarias: Es una tabla con la descripción de las señales horarias difundidas y usadas normalmente para la verificación de horas en la navegación. Esta información se proporciona en el formulario COM-4. Si la información requerida se puede dar en un texto sencillo, como sucede a menudo cuando las señales horarias se transmiten por una estación de radiodifusión comercial, puede prescindirse del formulario; y si no se difunden señales horarias, deberá incluirse una nota en COM-0 informando de esta situación y eliminando el Capítulo COM-4. El formulario COM-4 indica la forma de expresar la información.

COM-5: Servicios Aeronáuticos Fijos: Es la descripción de los servicios aeronáuticos fijos, incluyendo los servicios alámbricos y de radio. Cuando es necesario, para aclarar el sistema del servicio, se adjuntan a los formularios la diagramación de los servicios entre los distintos lugares. Actualmente no se publica este capítulo en el AIP-CHILE.

Meteorología (MET). Se compone de una introducción y 4 capítulos:

MET-0: Introducción y Generalidades: Este capítulo individualiza el administrador, autoridad u oficina que proporciona el servicio meteorológico del país. Asimismo delimita el área de su responsabilidad; tipos de servicios que proporciona y los procedimientos que deben seguir los pilotos para obtener información desde lugares que no cuentan con un servicio disponible.

Se individualizan los documentos OACI que han sido considerados en la publicación. Se indican las diferencias del país con respecto a los reglamentos OACI.

MET-1: Estaciones Meteorológicas: Es una lista de las estaciones meteorológicas y números indicativos internacionales asignados a las mismas, cuyos informes se distribuyen para uso de la navegación aérea nacional e internacional. Estas estaciones se ubican preferentemente en los aeródromos.

MET-2: Oficinas Meteorológicas: En este capítulo se incluye la información relativa a las oficinas meteorológicas establecidas para dar servicio meteorológico a la navegación aérea nacional e internacional. Las oficinas y sus características están contenidas en el formulario MET-2.

MET-3: Radiodifusiones Meteorológicas: Es una descripción de las radiodifusiones para el suministro de servicios meteorológicos a la navegación aérea,.

MET-4: Resúmenes Climatológicos. Es una lista de las autoridades a quienes deberá solicitarse los resúmenes climatológicos y estaciones en las cuales están disponibles dichos resúmenes. Actualmente no se publica en el AIP-CHILE.

Reglamento del Aire y Servicios de Tránsito Aéreo (RAC). Se compone de una introducción y 6 capítulos, uno de los cuales tiene 3 sub capítulos:

Es la sección más importante para el piloto privado, por cuanto contiene la totalidad de la información aeronáutica relativa a la conducción de los vuelos dentro de los espacios aéreos del territorio. Asimismo señala en detalle las diferencias existentes entre los documentos OACI considerados en su publicación y las normas y métodos vigentes dentro de los límites territoriales. No se obtiene ningún provecho con el conocimiento del anexo 2 OACI si no se complementa con la información contenida en esta sección. El desconocimiento de esta sección puede, en ciertas circunstancias, significar un peligro de su vuelo como asimismo para el resto de los aviones que operan en el sector.

RAC-0: Introducción y Generalidades: En este capítulo se individualiza el organismo encargado de proporcionar el servicio de tránsito aéreo, como asimismo los límites de su jurisdicción. Las diferencias con respecto a los documentos OACI que han sido contemplados en su confección, están contenidas en los capítulos RAC-1 y RAC-2. Detalla los servicios de tránsito aéreo prestados al usuario, la coordinación entre el explotador y el ATS, las altitudes mínimas de vuelo y la simbología.

RAC-1: Reglamento del Aire y Procedimiento del Servicio de Tránsito Aéreo: Son publicados en forma tal que indican claramente las diferencias importantes entre los requisitos del estado y los correspondientes requisitos de la OACI, para que el usuario pueda distinguir fácilmente entre los requisitos del estado y las correspondientes normas y métodos recomendados y procedimientos de la OACI.

RAC-2: Procedimiento de Reglaje de Altímetro: Detalla en forma com-

pleta los procedimientos en uso y, cuando sea necesario, incluye una carta que indica las áreas a que corresponden los informes de reglaje QNH del altímetro. Se indican los documentos.

En la introducción de este capítulo se indican las diferencias con los correspondientes procedimientos OACI con letra o simbología que se destaque del resto de la lectura, a fin de que quede claramente en manifiesto las diferencias importantes y los pilotos no puedan dejar de imponerse de ellas.

RAC-3: Plan de Servicios de Tránsito Aéreo: Contiene la descripción, y cuando es necesario, la representación geográfica de los servicios de tránsito aéreo proporcionados por el estado, comprendida la delineación de las regiones de información de vuelo, espacio con servicio de asesoramiento y espacios aéreos controlados.

Sub Capítulo RAC-3.1: Contiene la descripción de las regiones de información de vuelo, áreas de control y áreas con servicio de asesoramiento.

Sub Capítulo RAC-3.2: Descripción de las Rutas ATS. En este sub capítulo se incluye un formulario que contiene una lista detallada de todas las rutas ATS establecidas dentro del territorio abarcado por el AIP, ya sea que formen parte de acuerdos regionales de navegación aérea de la OACI o que se usen únicamente por el tránsito interno.

Sub Capítulo RAC-3.3: Descripción de los Aeródromos Controlados, Zonas de Control y Zonas de Tránsito de Aeródromo.

RAC-4: Procedimientos de Espera, Aproximación y Salida: Es la representación gráfica de los circuitos de espera y de las rutas preferidas u obligatorias en las áreas terminales. En este capítulo se deben indicar: Los factores supuestos al establecer las áreas definidas relacionadas con los procedimientos de espera que se indican; la dirección del viraje reglamentario y el tiempo empleado a lo largo del rumbo de salida y las diferencias que puedan existir con respecto a los procedimientos de espera "tipo" especificados por la OACI; las vías de entrada y salida en áreas congestionadas, etc.

Esta información se proporciona diagramando los procedimientos correspondientes.

RAC 5: Espacio Aéreo Restringido y Zonas Peligrosas: Es la descripción y representación gráfica; cuando es apropiado, de las zonas prohibidas, restringidas y peligrosas. Se enumeran todas las zonas sobre las cuales está prohibido o restringido el vuelo de las aeronaves o sujeto a ciertas condiciones especificadas que tengan cierto carácter de permanencia, incluso aquellas que se activen de vez en cuando.

Facilitación (FAL). Se compone de una introducción y 3 capítulos:

FAL 0: Introducción: Se indican los límites de los requerimientos para el tráfico internacional de aeronaves y asimismo las diferencias existentes entre la publicación y los reglamentos OACI correspondientes, usados en la confección de la publicación.

FAL-1: Entrada, Tránsito y Salida: Incluye los reglamentos (incluso los aduaneros, de inmigración y sanitarios, y los requisitos relativos a la notificación anticipada y solicitudes de permiso) pertinentes a la entrada, tránsito y salida de aeronaves.

FAL-2: Reglamento Relativo al Uso de Aeropuertos: Contiene las reglas generales, reglamento y formalidades que rigen el uso de los aeropuertos y helipuertos internacionales.

FAL-3: Tarifas y Derechos: Contiene una escala completa de tarifas y derechos por el uso de aeropuertos y helipuertos internacionales. Generalmente está aplicado a las tarifas y derechos cobrados al tráfico comercial nacional.

Búsqueda y Salvamento (SAR). Se compone de una introducción y 2 capítulos:

SAR-0: Introducción y Generalidades: En este capítulo se designa el organismo responsable de proporcionar el servicio de búsqueda y salvamente, su organización y dependencia, y se delimitan los límites de su jurisdicción.

Asimismo se reglamentan los requisitos para que servicios similares de países limítrofes, puedan ingresar dentro de sus límites para cooperar en una acción coordinada.

Se indican los documentos OACI que fueron considerados en su elaboración y las diferencias que existe entre esos documentos y la reglamentación vigente en el territorio.

SAR-1: Plan de Búsqueda y Salvamento. Contiene la descripción y representación gráfica (cuando sea necesario) de la organización y coordinación de salvamento. Está contenida en el formulario SAR-1.

SAR-2: Procedimientos y Señales Utilizadas por las Aeronaves de Salvamento: En este capítulo se incluyen todos los procedimientos, señales u otras disposiciones aprobadas para conseguir los objetivos expuestos en el anexo 12 "Búsqueda y Salvamento" y que han de ser conocidas y comprendidas por:

a) El personal de las aeronaves en peligro y los supervivientes de accidentes de aviación;
b) El personal de búsqueda y salvamento del estado o un estado vecino que puede intervenir en una operación SAR;
c) Los pilotos de las aeronaves en vuelo que observen un accidente;
d) Los pilotos de las aeronaves en vuelo que capten una llamada o mensaje de socorro.

Cartas Aeronáuticas (MAP). Se compone de una introducción y 2 capítulos.

MAP-1: Descripción de las series de cartas aeronáuticas disponibles con indicaciones del uso a que se destinan, cómo pueden adquirirse y hojas de símbolos.

MAP-2: Lista de Cartas Aeronáuticas e Indices de Cartas: En este capítulo se incluye una lista de las cartas y series de cartas disponibles con toda la información pertinente respecto a ellas. Generalmente en los AIP solamente se incluyen las Cartas de Aproximación y de Aterrizaje.

Radioayudas a la Navegación Aérea

Generalidades. Varios tipos de radioayudas a la navegación aérea se encuentran en uso, sirviendo a propósitos específicos dentro del espacio aéreo nacional. En su gran mayoría estos sistemas y servicios son proporcionados por la DGAC, existiendo algunos privados y otros para usos militares.

La DGAC tiene la autoridad para establecer, operar y mantener las facilidades de navegación aérea y establecer las normas de operación de estas ayudas, las que son utilizadas tanto por la aviación civil como militar, para vuelos instrumentales en el espacio aéreo controlado. Estas radioayudas aparecen listadas en la Publicación de Información Aeronáutica AIP-CHILE.

A continuación se señala una breve descripción de las radioayudas existentes en Chile, haciendo presente que existen otros tipos que no se utilizan en el país.

Radiofaro no Direccional NDB (Nondirectional Radio Beacon)

Un radiofaro de frecuencia baja o media transmite señales en forma ominidireccional, de manera que el piloto de una aeronave equipada con un equipo receptor y una antena "loop" puede determinar su posición respecto a la estación. Estos equipos operan normalmente en la banda de frecuencias de 200 a 415 KHz y transmiten una portadora contínua con una modulación de un tono codificada para proporcionar una identificación de tres letras en código morse.

Cuando un radiofaro es usado en conjunto con un sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS), es llamado Marcador.

Todos los radiofaros, excepto los Marcadores, transmiten una identificación de tres letras en forma contínua en el código morse. Los marcadores, normalmente emiten una señal de identificación de dos letras:

Ejemplos:

NDB Curicó	Identificación: ICO
Marcador Medio Pudahuel	Identificación: EL

Existe otro tipo de radiofaros no direccionales de baja potencia, denominados Localizadores de Pista, ubicados próximos a un umbral de una pista, los que emiten la letra R en código morse. (• — •)

Radiofaro Omnidireccional en VHF VOR (VHF Omnidirectional Range)

Los radiofaros omnidireccionales en VHF designados con la sigla VOR, operan dentro de la banda de frecuencias de 108,00 a 117,95 MHz y tienen una potencia de salida suficiente para proporcionar una cobertura de acuerdo con el área de servicio operacional asignada. Al operar en la banda VHF, este equipo está restringido para áreas en línea de vista con la estación y su cobertura varía proporcionalmente con la altitud del equipo receptor de la aeronave.

La eficiencia de un VOR depende de su apropiado uso y ajustes, tanto del equipo terrestre como del equipo de la aeronave.

a. Exactitud: La exactitud de la línea de curso de un VOR es excelente, siendo generalmente de más o menos 1º.
b. Desvío: En algunos casos, se pueden observar algunos desvíos de curso, indicados por la aguja indicadora de desvío de curso o por la activación de la bandera de alarma (algunos receptores son más sensibles que otros en estas condiciones).

   En algunas estaciones, en terrenos montañosos, el piloto ocasionalmente puede observar pequeños desvíos de la guja indicadora de desvío de curso, por efectos de la propagación de las frecuencias VHF. Al volar sobre rutas no conocidas se debe estar alerta de estas variaciones y, en especial, en el uso del indicador TO-FROM para determinar positivamente el paso por la estación VOR.

   Para cierto número de revoluciones de la hélice pueden ocurrir desviaciones del indicador de curso, que pueden fluctuar hasta ±6º. Con pequeños cambios en las revoluciones se pueden corregir estos desvíos. Los pilotos deben comprobar estas situaciones antes de reportar una mala operación del receptor o de la estación VOR.

El único método de identificación positiva de un VOR es a través de su señal en código morse. En otros países se ha incluido una identificación a través de una señal de voz, en grabación automática, en la frecuencia del VOR.

En la AIP-CHILE, sección COM, se encuentran indicadas todas las estaciones VOR a lo largo del país, con sus correspondientes frecuencias e identificaciones.

Equipo Medidor de Distancia DME (Distance Measuring Equipment)

En la operación del DME, el equipo de a bordo envía pulsos pareados a intervalos específicos (señal de interrogación) y éstos son recibidos en la estación terrestre. Este equipo en tierra (transponder) transmite entonces otros pulsos pareados hacia la aeronave con los mismos intervalos; pero en una frecuencia diferente. El tiempo requerido para este intercambio de señales es medido en la unidad DME de a bordo y transformado a distancia (millas naúticas) entre la aeronave y la estación.

Operando bajo el principio de línea de vista, el equipo DME proporciona información de distancia con un muy alto grado de exactitud.

Las señales pueden ser recibidas a distancias de hasta 199 NM a altitudes de línea de vista con una exactitud de 0,5 millas o un 3% de la distancia, la que sea mayor.

La información de distancia recibida del equipo DME corresponde a la pendiente y no a la distancia horizontal.

El DME opera en frecuencias de la banda UHF (ultra alta frecuencia) entre 962 MHz y 1.213 MHz.

Las instalaciones VOR/DME e ILS/DME de la DGAC, que prestan servicios para la navegación, entregan información de curso y distancia con equipos conjuntos en base a un plan de frecuencias pareadas.

Radar

Capacidad. El radar es un sistema que emite ondas de radiofrecuencias que son recibidas cuando éstas han sido reflejadas por un objeto dentro de la trayectoria del haz. La distancia se determina midiendo el tiempo que demora la onda de radio en ir al objeto y volver a la antena receptora. La dirección del objeto detectado desde la posición del radar se determina por la posición de la antena rotatoria cuando la onda reflejada es recibida.

Un mantenimiento de alta confiabilidad y mejoras en los equipos radar han reducido las fallas de los sistemas a factores mínimos. Actualmente se dispone de equipos duplicados, uno operando y otro que entra en funcionamiento inmediatamente cuando se detecta algún problema en el equipo primario.

Limitaciones. Es muy importante para la comunidad de la aviación, reconocer que existen limitaciones en el servicio radar y que los controladores de tránsito aéreo no siempre podrán recibir avisos de tráfico de aeronaves que no están bajo control de ATC y no pueden ser vistos por el radar. Las características de las ondas de radio utilizadas en radar es que se propagan normalmente en línea recta, a menos que:

a) Sean desviadas por fenómenos atmosféricos como inversiones de temperatura.
b) Sean reflejadas o atenuadas por objetos densos tales como nubes cargadas, precipitación, obstáculos terrestres, montañas, etc.
c) Sean tapadas por características de terrenos altos.

Las desviaciones de los pulsos del radar, llamada propagación anormal, pueden causar la aparición de extrañas indicaciones en la pantalla de radar, si el desvío no se ha producido hacia tierra; o puede decrecer la cobertura, si el haz se desvía hacia arriba.

Una aeronave a altitudes relativamente bajas no será vista si está apantallada por cerros o bajo el haz de radar debido a la curvatura de la tierra. La única solución para la detección es la instalación de múltiples radares en lugares estratégicos, lo que no siempre es posible.

Hay varios otros factores que afectan al control radar. El tamaño de la superficie de reflexión de una aeronave determinará la cantidad de energía reflejada. Por lo tanto, una pequeña aeronave liviana o un estilizado jet de combate presenta mayores dificultades para ser visto por el radar que un gran avión comercial o un bombardero.

En Chile, se cuenta con instalaciones radar para servicio de vigilancia con elementos primarios y secundarios.

El radar de vigilancia secundario (Secondary Surveillance Radar SSR) tiene la capacidad de interrogación en modo C y entrega información de altitud de las aeronaves equipadas con un equipo Respondedor (Transponder).

La capacidad del controlador de informar a un piloto volando en condiciones instrumentales o visuales, de su proximidad con otra aeronave, será limitado a si la aeronave desconocida no se visualiza en el radar, si no hay información de plan de vuelo disponible o si el volúmen de tráfico y carga de trabajo le impiden emitir información de tráfico. La primera prioridad se da para establecer separación vertical, lateral o longitudinal entre aeronaves en condiciones IFR bajo control del ATC.

Las unidades de radar operadas por la DGAC y sus respectivas ubicaciones se señalan en la AIP-CHILE y sus servicios están disponibles para todos los pilotos ya sean civiles o militares.

Radar Secundario SSR

El sistema de radar secundario de vigilancia está conformado por tres componentes principales:

1. **Interrogador:** El radar primario relaciona una señal transmitida desde la antena con la señal reflejada o devuelta por un objeto, tal como un aeronave. Esta señal reflejada es visualizada como un blanco en la pantalla del controlador. En el SSR, el interrogador, un trasceptor ubicado en tierra, explora en sincronismo con el radar primario y transmite señales de radio discretas que repetitivamente solicitan una respuesta a todos los respondedores, en un modo de operación determinado. Las respuestas recibidas son mezcladas con la señal primaria y ambas son desplegadas en la pantalla.

2. **Respondedor (Transponder).** Este transceptor radar de a bordo, recibe las señales del interrogador y selectivamente responde con un grupo específico de pulsos o código, sólo a aquellas interrogaciones recibidas en el modo seleccionado. Estas respuestas no dependen del reflejo primario y son de mayor potencia.

3. **Pantalla de Radar.** La pantalla de radar usada por el controlador despliega ambas señales, tanto el reflejo primario como la respuesta del SSR. Estos retornos llamados blancos, son los que el controlador utiliza en el control y separación del tráfico.

El trabajo de identificación de los blancos primarios es una larga y tediosa tarea para el controlador. Algunas de las ventajas del SSR sobre el sistema primario son:

- Refuerzo de los blancos radar.
- Rápida identificación de blancos.
- Presentación única de códigos seleccionados.

Una parte del equipo SSR de tierra es el decodificador. Este equipo permite al controlador asignar códigos de transponder discretos a cada aeronave bajo su control. Las asignaciones son efectuadas por el computador del SSR sobre la base de un plan de asignación de códigos. Este equipo se utiliza también para recibir información de altitud modo C de la aeronave.

Se debe enfatizar que el uso de respondedores (transponders) en las aeronaves aumentan significativamente la eficiencia de los sistemas de radar.

Operación de los Respondedores. Cuando la aeronave deba componer una clave SSR sin haber recibido instrucciones del control de tránsito aéreo, antes de entrar a una zona cubierta por el radar secundario, se deberá componer el modo A, Clave 2000 en el equipo de la aeronave.

Además, existen claves de uso general para situaciones especiales según se detallan a continuación

Claves	*Significado*
7.700	Emergencia
7.600	Falla de comuniaciones
7.500	Apoderamiento ilícito de aeronave

Radiocomunicaciones

Fraseología y Técnicas. Las radiocomunicaciones representan un crítico enlace en el sistema ATS. Este enlace puede ser un fuerte vínculo entre piloto y controlador, o puede romperse rápidamente con resultados desastrosos. Los siguientes comentarios proporcionan procedimientos básicos para los nuevos pilotos y también una guía de conceptos operacionales de seguridad para todos los pilotos.

Comunicación Clara y Concisa. La única y más importante consideración en las comunicaciones entre piloto y controlador es el entendimiento. Ser breve es importante, y los contactos debieran serlo lo más posible, pero el controlador debe saber las intenciones del piloto antes de impartir sus instrucciones; y el piloto, debe entender exactamente lo que el controlador desea que haga. No siempre la fraseología concisa es la más adecuada, por lo que se debería utilizar las palabras necesarias para la comprensión del mensaje.

Palabras y Frases de Procedimiento. En la publicación DAP 11-36 y DAP 11-37 de la DGAC, se encuentran frases de procedimiento para las comunicaciones con las dependencias de control de tránsito aéreo. Una buena fraseología es sinónimo de seguridad y refleja a un piloto profesional. Se recomienda el estudio de estos documentos para una mejor comprensión de las instrucciones del ATC.

Técnicas. Escuche antes de transmitir. En muchas oportunidades se puede obtener la información deseada monitoreando una frecuencia. Si se escucha a alguien hablando por la frecuencia, no active su transmisión ya que será inútil y probablemente interferirá los otros receptores haciendo que deban repetir el llamado.

Al cambiar de frecuencia en el equipo, asegúrese que se ha sintonizado la frecuencia que corresponde y que el canal está libre, manteniendo escucha por un breve tiempo antes de realizar el llamado.

Piense antes de activar el transmisor. Sepa lo que desea decir y si es muy

largo, por ejemplo un plan de vuelo o reporte de posición, anótelo para luego transmitirlo rápida y ordenadamente.

El micrófono debería estar muy cerca de los labios y después de presionar el botón de transmisión, deje una pequeña pausa para asegurarse que la primera palabra sea transmitida. Hable en un tono de conversación normal.

Cuando efectúe un llamado, espere un tiempo prudente para llamar de nuevo si no tiene respuesta. El controlador puede estar ocupado atendiendo otra frecuencia.

Asegúrese que su transmisor tiene el alcance suficiente, así como de encontrarse dentro de la cobertura de la estación terrestre. Los lugares de instalaciones remotas no siempre transmiten o reciben en todas las frecuencias disponibles en un aeródromo. Recuerde que a mayor altitud, aumenta la cobertura de las comunicaciones VHF.

Comunicaciones Aeroterrestres y Notificaciones de Vuelo. Todas las aeronaves en vuelo VFR y las aeronaves en vuelo IFR fuera del espacio aéreo controlado, se mantendrán a la escucha con la estación de radio que suministre comunicaciones a la dependencia que proporciona el servicio de información de vuelo y notificará a la misma, información respecto a:

- Posición y hora.
- Próxima posición y hora de sobrevuelo.
- Nivel.

La "próxima posición" se expresará normalmente como el siguiente punto significativo en el que la aeronave tiene que notificar su posición.

Ayudas Visuales de Aeródromos

La implementación de ayudas visuales en los aeródromos tiene por finalidad proporcionar guía al piloto, mientras efectúa las operaciones de aproximación, aterrizaje, despegue y evolución en la superficie del aeródromo.

Indicador de la dirección del viento (WDI). Indica la dirección del viento y permite apreciar su velocidad. Ayuda importante en los aeródromos sin control de tránsito aéreo.

Lámpara de señales. Ayuda visual por medio de una lampara activada desde la torre del control cuando existe problema en las radiocomunicaciones. El controlador puede activar los colores rojo, verde o blanco. Existe un código de señales de luces que se encuentra explicado en el Apéndice A del DAR 02 Reglamento del Aire.

ALFABETO FONETICO Y CODIGO MORSE

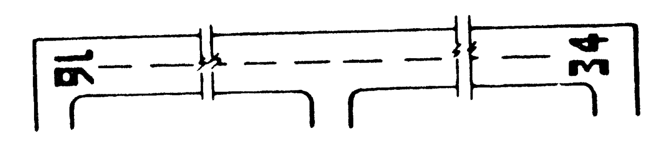
LETRA	CODIGO	PALABRA	REPRESENTACION CON EL ALFABETO FONETICO
A	· –	Alfa	AL FA
B	– · · ·	Bravo	BRA VO
C	– · – ·	Charlie	CHAR LI o SHAR LI
D	– · ·	Delta	DELTA
E	·	Echo	ECO
F	· · – ·	Foxtrot	FOX TROT
G	– – ·	Golf	GOLF
H	· · · ·	Hotel	O TEL
I	· ·	India	IN DI A
J	· – – –	Juliet	TSHU LI ET
K	– · –	Killo	KI LO
L	· – · ·	Lima	LI MA
M	– –	Mike	MAIK
N	– ·	November	NO VEM BER
O	– – –	Oscar	OS CAR
P	· – – ·	Papá	PA PA
Q	– – · –	Quebec	QUE BEC
R	· – ·	Romeo	RO ME O
S	· · ·	Sierra	SI E RRA
T	–	Tango	TAN GO
U	· · –	Uniform	IU NI FORM
V	· · · –	Victor	VIC TOR
W	· – –	Whiskey	UIS QUI
X	– · · –	X-ray	EX REY
Y	– · – –	Yankee	IAN QUI
Z	– – · ·	Zulu	TSU LU

NUMERO	CODIGO	PRONUNCIACION
1	· – – – –	UAN
2	· · – – –	TU
3	· · · – –	TRI
4	· · · · –	FOR-ar
5	· · · · ·	FA-IF
6	– · · · ·	SIKS
7	– – · · ·	SEV'N
8	– – – · ·	EIT
9	– – – – ·	NAI-na
0	– – – – –	SI-RO
Decimal		DE-si-mal
Mil		TAU-SAND

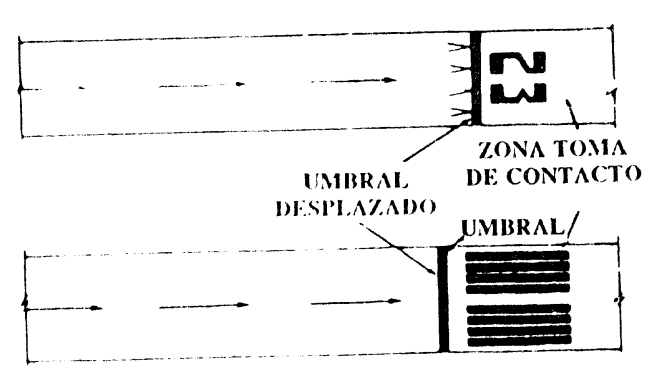
Señales. Corresponde a las ayudas visuales materializadas con pintura, sobre la superficie de las pistas pavimentadas. Se utiliza pintura color blanco en las pistas y color amarillo en las calles de rodaje. Apoyan las operaciones en condición VMC. A continuación se hace una corta relación de ellas.

Señal designadora de pista. Señal de color blanco que corresponde a la denominación magnética de la pista, especificada con dos números, redondeados a la decena de grado. Cuando existe pista paralela, se agrega la letra L (left) o R (rigth).

Señal de eje de pista. Línea segmentada de color blanco, que indica el eje de pista.



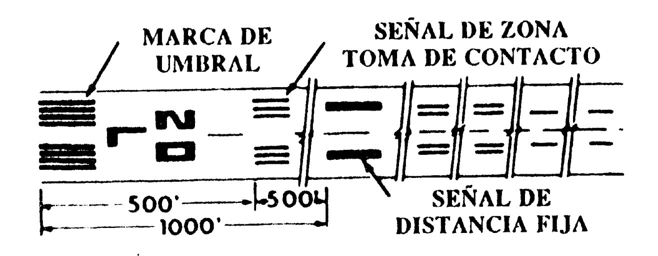
Señal de umbral. Indica el comienzo de la pista utilizable para el aterrizaje. Cuando el umbral no se encuentra donde comienza el pavimento, se utiliza la señal de umbral desplazado.



Señal de distancia fija. Faja de pintura destinada a alertar al piloto de que solamente dispone de 300 m. de pista.

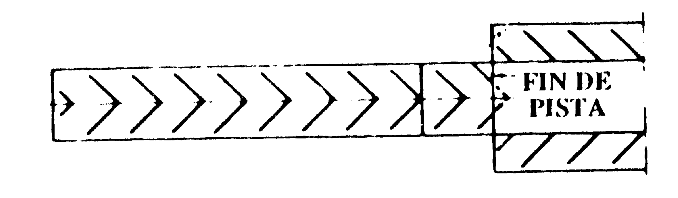
Señal de zona de toma de contacto. Conjunto de señales indicadoras del área de aterrizaje. Según sea la longitud de la pista corresponde la cantidad de pares de señales como sigue, pintadas con separación de 150 m. entre cada una de ellas.

Longitud de pista (m)	*Pares de seriales*
Menos de 900	1
Más de 900 menos de 1200	2
Más de 1200 menos de 1500	3
Más de 1500 menos de 1800	4
Más de 1800 menos de 2100	5
Más de 2100	6

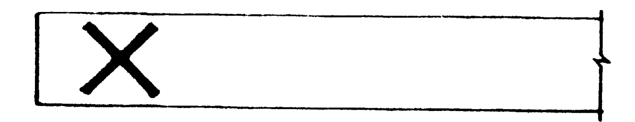


Señal de faja lateral de pista. Señal que indica el borde de la pista. Se utiliza en los lugares donde se puede confundir el pavimento con el terreno circundante y en las pistas dotadas de berma.

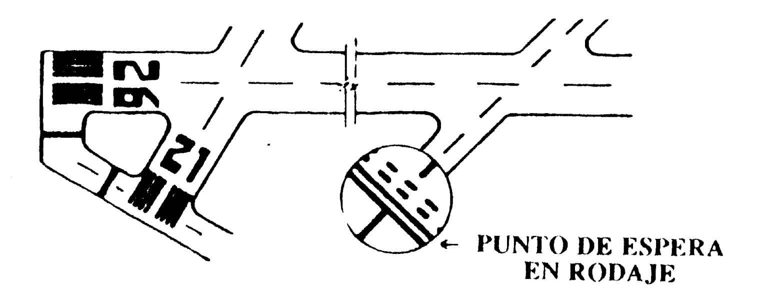
Señal de zona de parada. Líneas ubicadas formando 45 grados respecto al eje de la pista. Señalan los sectores poco aptos para el movimiento de aeronaves.



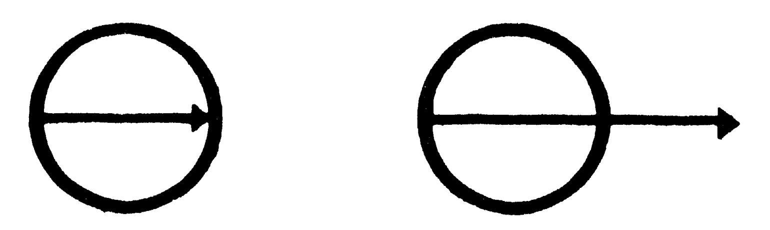
Señal de cierre de pista de aterrizaje o rodaje. Corresponde a una "X" de, por lo menos, 6 m. de altura.



Señal de punto de espera en rodaje. Líneas ubicadas en los rodajes y a cierta distancia del eje de pista, no deben ser sobrepasadas sin autorización ATC, durante el carreteo para el despegue.



Señal de punto de verificación del VOR en el aeródromo. Señal ubicada de preferencia en el rodaje o en la plataforma, complementada por un letrero que indica la identificación, frecuencia y radial que se debe sintonizar en el equipo VOR de abordo de la aeronave para su verificación.



Señal de puesto de estacionamiento de aeronaves. Conjunto de líneas que permiten guiar la aeronave desde o hasta su puesto de estacionamiento asignado.

Luces. Las luces aeronáuticas apoyan las operaciones aéreas que se efectúan en condición IMC y se activan desde la torre de control. Su activación y disponibilidad de nivel luminoso deberá ser coordinado entre el piloto y el ATC, para un mejor aprovechamiento.

Faro de aeródromo. Faro giratorio que indica la ubicación de un aeródromo. El máximo de intensidad se aprecia de 1 a 3 grados de la horizontal. La secuencia de destellos blanco-verde es de 12 a 30 por minuto.

Luces de borde de pista. Se ubican al borde de la pista. Su intensidad puede ser baja (RL); media (MIRL) con 3 niveles de intensidad luminosa; o alta (HIRL) con 5 niveles de intensidad luminosa.

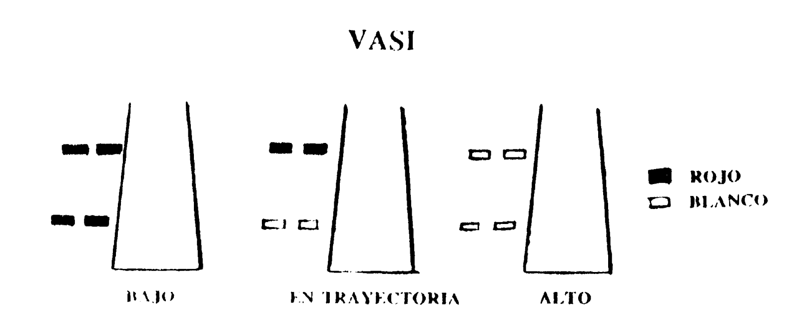
Luces de umbral y extremo de pista. Normalmente luces bidireccionales. Las utilizadas en el umbral son de color verde y rojo las que indican el extremo de pista. La ubicación es perpendicular al eje de pista y su emplazamiento coincide con el inicio del pavimento o están ubicadas lateral al borde de la pista conformando una barra de ala.

Luces de borde de calle de rodaje. Luces de color azul que delimitan el borde de las calles de rodajes.

Indicadores de pendiente de aproximación. Son sistema luminosos que proporcionan un ángulo de pendiente de aproximación para aterrizar, basados en la diferenciación de colores. A continuación se describen dos de ellos.

VISUAL APPROACH SLOPE INDICATOR (VASI)

Consiste en 2 barras de 2 ó 3 luces ubicadas a un costado o en ambos costados de la pista. Cada unidad luminosa proyecta un haz luminoso rojo en



la parte inferior y blanco en la superior. Al diferenciar los colores rojo blanco durante la aproximación, el piloto notará que se encuentra.

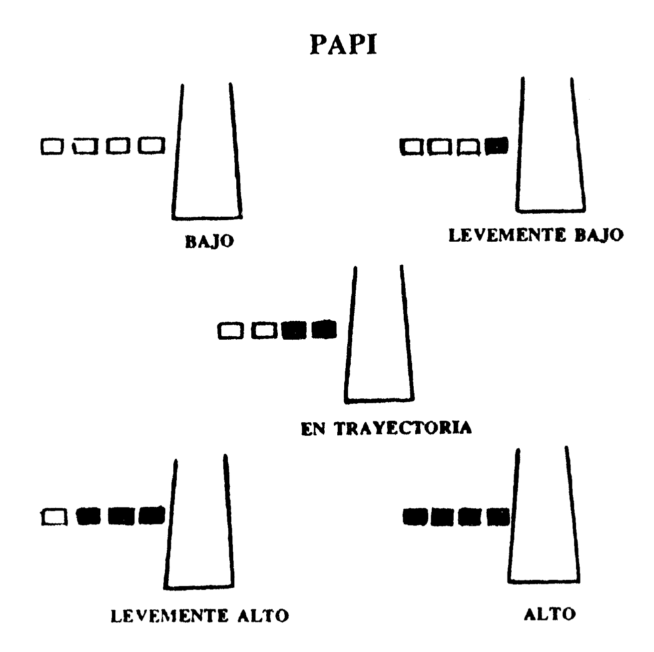
Bajo: Cuando las barras anterior y posterior se ven de color rojo.

En trayectoria: Cuando la barra anterior se vé de color blanco y la barra posterior se aprecia roja.

Alto: Cuando ambas barras se ven de color blanco

PRECISION APPROACH PATH INDICATOR (PAPI)

Consiste en una barra de 4 luces ubicada preferentemente a la izquierda de la pista a la cual sirve. Cada una de las unidades emite un haz luminoso de color blanco en la parte alta y de color rojo en la parte baja. La diferenciación de colores se produce por el cambio gradual de reglajes angulares para



cada una de las unidades. De acuerdo a las diferentes combinaciones que se producen, el piloto sabe que se encuentra:

Bajo: Cuando las 4 unidades se ven de color rojo.

Levemente bajo: Cuando aprecia 3 unidades de color rojo y 1 unidad de color blanco.

En trayectoria: Cuando se aprecian [illegible] unidades [illegible] color rojo [illegible] unidades de color blanco

Levemente alto: Cuando se aprecia 1 unidad de color rojo y 3 blancas

Alto: Todo el sistema de color blanco

Luces de obstáculos. Los obstáculos para la navegación aérea son iluminados con luces de color rojo, dependiendo de su altura se utilizan luces fijas para los obstáculos bajos y luces de destello para los obstáculos de mayor altura.

Espacio Aéreo

Espacio Aéreo No Controlado. Es aquel que no está comprendido dentro de las Zonas de Control, Areas Terminales, Areas de Control y Aerovías.

Reglas de Vuelo Visual. A menos que sea autorizado de diferente modo por la dependencia correspondiente de tránsito aéreo, los vuelos VFR se realizarán de forma que la aeronave vuele en condiciones de visibilidad y distancia de las nubes iguales o superiores a las indicadas en la siguiente tabla.

	DENTRO DEL ESPACIO AEREO CONTROLADO		FUERA DEL ESPACIO AEREO CONTROLADO	
	A una altura superior	*A una altura igual o inferior*	*A una altura superior*	*A una altura igual o inferior*
	a 600 metros (2.000 pies) sobre la superficie (tierra o agua)			
Visibilidad de vuelo	8 km	5 km	8 km	1.500 m*
Distancia de las nubes: a) horizontal b) vertical	1.500 m 300 m (1.000 pies)	1.500 m 300 m (1.000 pies)	1.500 m 300 m (1.000 pies)	Libre de nubes y a la vistade tierra o del agua

* Excepto los helicópteros, que pueden operar con una visibilidad de vuelo de 500 m si se maniobran a una velocidad que dé oportunidad adecuada para observar el tránsito, o cualquier obstáculo, con tiempo suficiente para evitar una colisión.

A menos que lo autorice la autoridad aeronáutica competente, los vuelos VFR no operarán:

1. Entre el fin del crepúsculo civil vespertino (FCCV) y el comienzo del crepúsculo civil matutino (CCCM), o durante todo otro período que pueda prescribir la autoridad aeronáutica competente.
2. Por encima del nivel de vuelo 200 (20.000 pies).
3. A velocidades transónicas y supersónicas.

Vuelos VFR Nocturnos. Cuando se aplique la experiencia prevista respecto al punto 1. entre el fin del crepúsculo civil vespertino (FCCV) y el comienzo del crepúsculo civil matutino (CCCM), se podrán realizar vuelos VFR dentro de zonas definidas por la autoridad aeronáutica competente y en las condiciones que ésta determine.

Vuelo VFR Especial. Vuelo VFR controlado que el control de tránsito aéreo autoriza para que se realice dentro de una zona de control en condiciones meteorológicas inferiores a las condiciones meteorológicas visuales.

Aeródromo Controlado. Aeródromo en que se facilita servicio de control de tránsito aéreo para el tránsito del aeródromo. La expresión "aeródromo controlado" indica que se facilita el servicio de control de tránsito para el tránsito del aeródromo, pero no implica que tenga que existir necesariamente una zona de control, puesto que ésta se exige en los aeródromos en que se facilita el servicio de control de tránsito aéreo para los vuelos IFR, pero no en los aeródromos en que sólo se facilita para los vuelos VFR.

En los aeródromos controlados las aeronaves no rodarán hacia una pista, ni despegarán ni aterrizarán, a menos que hayan recibido autorización de la torre de control. La autorización para rodar hacia una pista, permite utilizar las calles de rodaje designadas y cruzar intersecciones de otras calles de rodaje, pero no autoriza para cruzar intersecciones de pista, ni para ingresar en la pista designada para el despegue.

Espacio Aéreo Controlado. Espacio aéreo de dimensiones definidas, dentro del cual se facilita servicio de control de tránsito aéreo para los vuelos controlados.

Area de Control. Espacio aéreo controlado que se extiende hacia arriba, desde un límite especificado sobre el terreno.

Area de Control Terminal. Area de control establecida generalmente en la confluencia de rutas ATS en las inmediaciones de uno o más aeródromos principales.

Aerovía: Area de control o parte de ella dispuesta en forma de corredor y equipada con radioayudas para la navegación.

Zona de Control. Espacio aéreo controlado que se extiende hacia arriba desde la superficie terrestre hasta un límite superior especificado.

Plan de Vuelo. Información especificada que, respecto a un vuelo proyectado o a parte de un vuelo de una aeronave, se somete a las dependencias de los servicios de tránsito aéreo.

La expresión "Plan de Vuelo" se aplica, según el caso:

a) A la información completa acerca de los conceptos indicados en el contenido del Plan de Vuelo hasta el grupo de emergencia y supervivencia inclusive, o hasta otros datos inclusive, según corresponda.
b) A la información limitada necesaria para obtener "Permisos de Control de Transito Aéreo", sólo respecto a una parte de un vuelo y se considerará cancelado cuando se termine la provisión de estos servicios.

Cuando se sepa que en el aeródromo de llegada, los medios de comunicación son inadecuados y que no se dispone en tierra de otros medios para despachar el mensaje de llegada, la aeronave transmitirá por radio, antes de aterrizar, un mensaje que contenga su identificación, el aeródromo de salida, el aeródromo de llegada y la hora de llegada. Normalmente, esta transmisión se hará a la estación aeronáutica que sirva a la dependencia de los servicios de tránsito aéreo encargada de la región de información de vuelo en la cual opera la aeronave.

Cuando se prevea que no será posible cumplir la exigencia prescrita en el párrafo anterior, el piloto consignará en su plan de vuelo, como dato adicional, la fecha y hora de regreso previstas, pero en este caso no se garantiza la provisión de servicio de alerta hasta que la aeronave enlace de nuevo con el servicio de tránsito aéreo.

Vuelo Local. Es el que comienza y finaliza en el aeródromo de origen y se realiza dentro de un radio de 50 kilómetros (27 NM) medidos desde el punto de referencia del aeródromo de salida o en zonas previamente designadas por la autoridad ATS competente.

Espacio Aéreo con Restricciones

Zona Peligrosa. Espacio aéreo de dimensiones definidas en el cual pueden desplegarse en determinados momentos, actividades peligrosas para el vuelo de las aeronaves.

Zona Prohibida. Espacio aéreo de dimensiones definidas sobre el territorio o las aguas jurisdiccionales de un Estado, dentro del cual está prohibido el vuelo de las aeronaves.

Zona Restringida. Espacio aéreo de dimensiones definidas sobre el territorio o las aguas jurisdiccionales de un Estado, dentro del cual está restringido el vuelo de las aeronaves de acuerdo con determinadas condiciones especificadas.

Control de Tránsito Aéreo

A continuación se definen los servicios a disposición del piloto y que son proporcionados por las dependencias de Control de Tránsito Aéreo.

Servicio de Alerta. Servicio suministrado para notificar a los organismos pertinentes respecto a aeronaves que necesitan ayuda de búsqueda y salvamento, y auxiliar a dichos organismos, según convenga.

Servicio de Asesoramiento de Tránsito Aéreo. Servicio que se suministra en el espacio aéreo con asesoramiento para que, dentro de lo posible, se mantenga la debida separación entre las aeronaves que operan según planes de vuelo IFR.

Servicio de Control de Aeródromo. Servicio de control de tránsito aéreo para el tránsito de aeródromo.

Servicio de Control de Aproximación. Servicio de control de tránsito aéreo para la llegada y salida de vuelos controlados.

Servicio de Control de Area. Servicio de control de tránsito aéreo para los vuelos controlados en las áreas de control.

Servicio de Control de Tránsito Aéreo. Servicio suministrado con el fin de prevenir colisiones entre aeronaves y entre aeronaves y obstáculos en el área de maniobras. También para acelerar y mantener ordenadamente el movimiento del tránsito aéreo.

Servicio de Información de Vuelo. Servicio cuya finalidad es aconsejar y facilitar información útil para la realización segura y eficaz de los vuelos.

Servicio de Información de Vuelo de Aeródromo (AFIS). Servicio de información de vuelo y alerta que se provee a todas las aeronaves que se dirijan a aterrizar o despegar de aeródromos no controlados. (Ver DAR-11).

Servicio de Tránsito Aéreo (ATS). Expresión genérica que se aplica, según el caso, a los servicios de información de vuelo, alerta, asesoramiento de tránsito aéreo, control de tránsito aéreo, control de área, control de aproximación o control de aeródromo.

Servicio Multicom. Las aeronaves que operen en un aeródromo no controlado y sin AFIS deberán:

a) Aeronaves llegando: Mantendrán escucha y transmitirán a ciegas, posición, altitud e intenciones a partir de 25 NM alrededor del aeródromo de que se trate y notificarán ingresando al circuito de tránsito de aeródromo, base y final en frecuencia 118.2 MHz.
b) Aeronaves saliendo: Mantendrán escucha y transmitirán a ciegas en la frecuencia mencionada, antes de rodar e ingresar a la pista para despegar.

Servicio Automático de Información Terminal (ATIS). Servicio destinado a proporcionar al piloto una gama completa de datos, concernientes a determinados aeródromos que necesita, para poder tomar una decisión definitiva acerca de su aproximación y aterrizaje, o de su despegue.

Información Aeronáutica en Vuelo. A menos que se indique lo contrario, los centros de control de área tendrán a su disposición para su transmisión a las aeronaves, a petición, inmediatamente antes del descenso, información sobre las condiciones predominantes en la pista del aeródromo en que se intente aterrizar.

La transmisión de información SIGMET a las aeronaves se hará a iniciativa de la dependencia ATS apropiada, según el método preferido de transmisión directa seguida de acuse de recibo, o por medio de una llamada general cuando el número de aeronaves no permitan aplicar el método preferido.

La información SIGMET transmitida a las aeronaves comprenderá la parte de la ruta correspondiente a las dos horas de vuelo que le queden a la aeronave por volar.

Los pronósticos de aeródromo revisados se pasarán a las aeronaves con una antelación de 60 minutos a la llegada al aeródromo de destino, a no ser que haya recibido la información por otros medios.

El más reciente pronóstico de tendencia de que disponga la dependencia ATS, con tal de que no se haya preparada más de una hora antes, siempre se transmitirán a la aeronave, junto con el más reciente informe de las observaciones ordinarias o especiales, en caso de que la aeronave solicite esta última información.

Procedimiento de Emergencia

Generalidades. Gusta penar que el hecho de perderse en la ruta es algo que le sucede algunas veces a otros pilotos, pero nunca a nosotros. La mayor parte de este manual está dedicado a aquella información de uso corriente y que permitirá efectuar un vuelo sin tropiezos, con seguridad y eficiencia. Esta sección está dedicada a aquella información que ayudará al piloto a completar su vuelo. Es información que posiblemente nunca se usará; pero aún así, es información sobre la cual todo piloto debe estar totalmente familiarizado en caso de que se presente una emergencia y pierda su ruta. Esta sección explica qué es lo que se debe hacer, quien puede ayudar, y cómo será proporcionada la ayuda.

Procedimientos para Ubicarse nuevamente en el Trak. A causa de poca atención, mala visibilidad, o condiciones de vientos poco comunes, se puede perder una posición de control, y como resultado, confundirse, y llegar a la conclusión de que se encuentra perdido. En estas condiciones se debe seguir un procedimiento lógico para determinar la posición, ubicar configuraciones terrestres que sean satisfactoriamente reconocibles, y luego corregir el curso de ser necesario. En ningún caso se debe alterar radicalmente el curso antes de determinar la posición actual. El hecho de volar en círculos, volar a un rumbo inverso, zigzaguear, etc., solamente aumentará la confusión y hará imposible seguir un plan determinado.

Como procedimiento normal se recomienda continuar al mismo rumbo, observando puntos bien definidos que puedan ser ubicados en la carta. En esta forma, algunas veces, se dará cuenta que ha errado su posición al estimarla en un punto antes del real, o que ha pasado por alto un punto de control.

Se deberá controlar cuidadosamente las señales terrestres visibles de los alrededores de la posición estimada de la carta de navegación. Primeramente deberán controlarse las de sotavento. Si no se logra identificar la posición dentro de los siguientes 10 ó 15 minutos se alterará ligeramente el curso hacia un lugar prominente, o destacado de terreno, que siga aproximadamente la misma dirección del curso (siempre que lo haya). a continuación se deberá seguir en la dirección que presumiblemente pueda proporcionar un fix definitivo. Se entiende como lugar prominente o destacado toda alteración distinta al terreno, ojalá paralela al curso y que pueda servir como línea de guía. Son ideales los ríos definidos, carreteras pavimentadas, líneas férreas y cordones de montaña. Cuando finalmente se reconoce una seña terrestre debe aceptarse con precauciones y confirmar su posición, identificando otras señas cercanas antes de proceder en forma definitiva. Se debe determinar el motivo del error y corregir el rumbo para prevenir cualquier desviación futura.

Puesto que la gran mayoría de los aviones livianos actuales están equipados con radio, los procedimientos anteriores pueden combinarse con el uso de las radioayudas.

Métodos para Declarar una Emergencia. Si fallan los procedimientos anteriores, el piloto perdido debe llamar por ayuda, y para lo cual no deberá dejar pasar mucho tiempo. En general, los pilotos privados tienen dos manera de declarar una emergencia: (1) transmitiendo un mensaje de emergencia, (2) volando un patrón triangular cuando existe servicio de radar de vigilancia.

Las estaciones terrestres (estaciones del servicio aeronáutico, estaciones de radar, torres de control, etc.) tienen tres sistemas electrónicos para ayudar a la navegación: por la recepción del mensaje de emergencia transmitido por el piloto; por la detección en el radar del diagrama triangular; y por demarcaciones DF (radiogoniométricas).

Transmisión del Mensaje de Emergencia. Cuando se está en dudas respecto a la posición, o cuando se siente temor por la seguridad, no se debe dudar para solicitar ayuda. La primera medida para declarar una emergencia es usar el transmisor y solicitar ayuda. Si se está en peligro y se necesita ayuda inmediata se debe transmitir la palabra MAY DAY varias veces, antes de transmitir el mensaje. Esto debe alertar a todos aquellos que reciben el mensaje. Si solamente no se está seguro de la posición y se desea alertar a las estaciones terrestres, se debe transmitir la palabra PAN varias veces antes de transmitir el mensaje. PAN significa menor urgencia que MAY DAY, pero asimismo obtendrá atención inmediata.

Los mensajes de emergencia se podrán transmitir en cualquier frecuencia, pero hay frecuencias especialmente seleccionadas para ese propósito. La frecuencia de emergencia más común disponible en los equipos de radio de la gran mayoría de los aviones con VHF es 121.5 MHz. El equipo deberá

estar capacitado de recibir y transmitir en dicha frecuencia. Esta será la frecuencia más apropiada a usar durante una emergencia, por cuanto casi todas las torres de control, estaciones radiogoniométricas (D. F.), estaciones de radar y estaciones del servicio aeronáutico móvil mantienen guardia escucha en esta frecuencia.

No importa con qué estación se haga contacto, ya que esa estación le prestará ayuda, aunque sea alertando otras estaciones respecto a la emergencia existente.

Ayuda de las Estaciones Aeronáuticas. El personal de las estaciones aeronáuticas está generalmente capacitado para ayudar al piloto a establecer su posición por medio de: Referencias visuales a los accidentes del terreno; indicaciones omnidireccionales en VHF (triangulación), y orientación de radio en baja frecuencia. Uno de estos métodos ayudará a ubicar la posición.

Ayuda de las Estaciones de Radar: De existir este servicio, todas las estaciones de radar comprendidas dentro del área donde se produjo la emergencia tratarán de localizar el avión en la pantalla de radar. Se le solicitará al piloto efectuar una serie de giros y cambios de rumbo que permitirán al personal encargado, distinguir su avión de los otros aviones que aparecen en la pantalla. Se escucharán y se seguirán atentamente las instrucciones. Luego de una identificación positiva de parte de la estación de radar, el piloto será notificado de su posición. A continuación se le proporcionará un rumbo hacia un aeródromo o a cualquier otro punto dentro del radio de cobertura de la estación de radar.

Ayuda de las Estaciones Radiogoniométricas (D. F.): Una estación radiogoniométrica es un receptor de radio ubicado en tierra y capaz de indicar la demarcación desde su antena hacia el transmisor del avión. Existen estaciones radiogoniométricas en VHF, UHF y HF, pero solamente se discutirán las estaciones VHF, por cuanto éste es el tipo más común de radiotransmisor que se encuentra en la mayoría de los aviones privados.

Si a un piloto que ha perdido su posición no le es posible establecer comunicación con una estación VHF/DF, o si tiene dudas sobre la estación que puede facilitar esta ayuda, puede solicitar este servicio a través de una estación aeronáutica o una torre de control; su solicitud será transmitida de inmediato a la estación correspondiente. Se debe recordar que las transmisiones VHF siguen la línea al horizonte, por lo tanto, mientras mayor sea su altitud, mayores serán las posibilidades de obtener este servicio.

Las Cuatro "C" de una Situación de Emergencia: En cualquier situación de emergencia se debe recordar las "Cuatro C":

1. CONFIE su problema a cualquier estación terrestre. No se debe esperar mucho tiempo.
2. COMUNIQUESE con la estación de enlace terrestre y pase tanta información como sea posible en su mensaje de emergencia. Se necesita la mayor información para una mejor acción de búsqueda y salvamento.
3. CLIMB (ascienda) a una mayor altitud, si es posible, para aumentar y mejorar la detección de la estación DF y de Radar.
4. CUMPLA en forma especial con los avisos e instrucciones recibidas.

A las "CUATRO C" anteriormente indicadas se les puede agregar una quinta CONSERVE el combustible usando una potencia económica o potencia de máxima autonomía. Este ajuste de potencia puede ser determinado según el Manual de Vuelo del Avión, pero el piloto deberá estar familiarizado con el ajuste aproximado para su avión.

Transmisor Localizador de Emergencia (ELT). Como medio de ubicar una aeronave siniestrada y a sus ocupantes, se han desarrollado diversos tipos de transmisores localizadores de emergencia que tienen su propia fuente de poder y prestan incalculable ayuda en una emergencia.

Se encuentran diseñados para emitir un tono auditivo distintivo en la frecuencia de 121.5 MHz que sirve como guía direccional. La fuente de poder es capaz de proporcionar electricidad para una operación contínua de por lo menos 48 horas o más, dentro de una amplia gama de temperaturas.

Son activados automáticamente por impacto, además de poder ser activados manualmente, y permanecen emitiendo continuamente su señal.

Turbulencia de Estela

Generalidades. Todo avión genera una estela mientras vuela. Inicialmente, cuando los pilotos encontraban esta estela en vuelo, atribuían la perturbación al "efecto de la hélice". Se sabe, sin embargo, que esta perturbación es causada por un par de vórtices contrarrotantes que se generan en las puntas de las alas. Los vórtices de aviones grandes crean problemas para los aviones que los siguen. Por ejemplo, la estela de estos aviones puede provocar momentos que excedan la capacidad de control de alabeo o inclinación de algunos aviones livianos. Además, la turbulencia generada dentro de estos vórtices puede dañar los componentes y equipos de los aviones, si se la encuentran a poca distancia. El piloto debe aprender a visualizar la ubicación de la turbulencia de estela generada por aviones grandes y modificar su trayectoria de vuelo para evitarla.

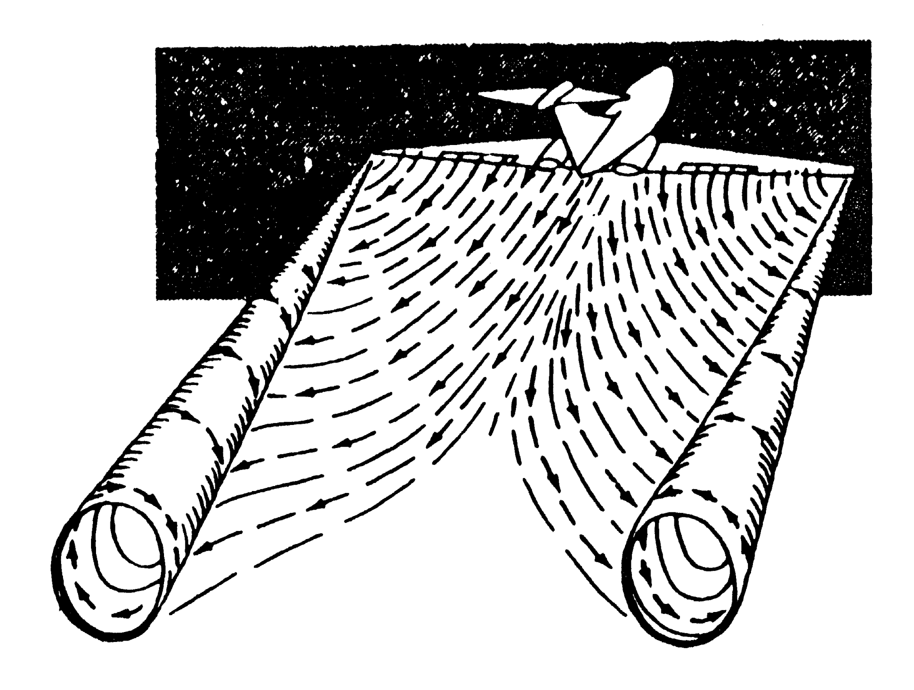
Durante las operaciones en tierra, la descarga de un motor a reacción de un avión (turbulencia del chorro de empuje) puede causar daños y trastornos si se la encuentra a corta distancia. Diferentes estudios a diversos niveles de empuje han mostrado la necesidad de parte de aviones livianos de mantener una separación adecuada de ellos, durante las operaciones en tierra. Abajo se dan ejemplos de los requisitos de distancia para evitar velocidades de descarga mayores de 25 mph:

Velocidad de 25 MPH	*B-727*	*DC-8*	*DC-10*	*B-747 B-767 A-300*
	(pies)	*(pies)*	*(pies)*	*(pies)*
Al despegue	550	700	2.100	1.725
Inicio de carreteo	200	400	850	1.250
Ralentí	150	100	350	620

Las velocidades de descarga generadas por los motores de reactores grandes durante el rodado de despegue y su desviación en relación a la componente transversal del viento, obliga a que los aviones más livianos que esperan el despegue, se mantengan bien atrás de la línea de detención en la calle de rodaje; como también, en ciertos casos, la necesidad de alinear los aviones para que enfrenten el posible efecto de descarga del motor a reacción.

Generación de Vórtices. La sustentación es generada por la creación de un diferencial de presión sobre la superficie del ala. La presión más baja ocurre sobre la superficie superior del ala y la presión más alta, bajo el ala. Esta diferencial de presión activa el enrollado del flujo de aire detrás del ala, resultando en masas de aire en remolino que bajan desde las puntas de las alas. Una vez completado el enrollado, la estela consiste en dos vórtices cilíndricos contrarrotantes (vea la figura).

Fuerza del Vórtice. La fuerza del vórtice depende del peso, velocidad y forma del ala del avión generador. Las características del vórtice de cualquier avión son modificadas por la extensión de los flaps u otros dispositivos de configuración de las alas, como también por los cambios de velocidad. Sin embargo, el factor básico es el peso y la fuerza del vórtice aumenta proporcionalmente a él. Durante una prueba reciente, las velocidades tangenciales máximas del vórtice alcanzaron a 224 pies por segundo, o alrededor de 133 nudos. La mayor fuerza del vórtice ocurre cuando el avión generador es: PESADO, AERODINAMICAMENTE LIMPIO y LENTO.



Generación de vórtices.

Alabeo Inducido. En casos muy especiales una turbulencia de estela podría causar daños estructurales de proporciones catastróficas. Sin embargo, el peligro normal está asociado con los momentos de alabeo inducido que pueden exceder la capacidad de control del avión que se ve afectado. En experimentos en vuelo, aviones han sido volados intencionalmente hacia el núcleo del vórtice de punta de ala de aviones grandes. Esto ha demostrado que la capacidad de un avión liviano para contrarrestar el alabeo inducido por efecto del vórtice depende primordialmente de la envergadura del ala y de la contrarrespuesta de los controles del avión.

El control es generalmente efectivo y el alabeo inducido es mínimo en los casos en que la envergadura y los alerones del avión se extienden más allá del campo del flujo de rotación del vórtice. Es más difícil para un avión de poca envergadura (en relación al avión generador) que pueda contrarrestar el alabeo inducido por el flujo del vórtice. Los pilotos de aviones de poca envergadura, aún aquellos de alta performance, deben estar especialmente alertas a encuentros con vórtices.

La turbulencia de estela de aviones grandes requiere el respeto de todo piloto.

Comportamiento del Vórtice. Los vórtices tienen ciertas características de comportamiento que pueden ayudar a un piloto a visualizar su ubicación y por lo tanto, tomar precauciones para evitarlos.

1. Los vórtices son generados desde el momento en que el avión despega, dado que los vórtices de arrastre son el subproducto de la sustentación del ala.

Antes del despegue o del aterrizaje, los pilotos deben observar el punto en la pista donde rotó o aterrizó el avión anterior (vea la figura).

2. La circulación del vórtice es hacia afuera, hacia arriba y alrededor de las puntas de las alas vistas desde delante o detrás del avión. Las pruebas han demostrado que el campo de flujo del vórtice cubre un área de alrededor de dos envergaduras de ancho y una envergadura de profundidad. Los vórtices permanecen así de espaciados (alrededor de una envergadura aparte) aún cuando se desvíen con el viento, a altitudes mayores de una envergadura desde la tierra. En vista de ésto, si se encuentra turbulencia persistente de vórtices, un pequeño cambio de altitud y de posición lateral (de preferencia contra el viento) proporcionará una trayectoria de vuelo libre de la turbulencia.

3. Las pruebas de vuelo han demostrado que los vórtices de aviones grandes se hunden a un régimen de 400 a 500 pies por minuto. Estos tienden a nivelarse a una distancia de unos 900 pies por debajo de la trayectoria de vuelo del avión generador. La fuerza del vórtice disminuye con el tiempo y la distancia detrás del avión generador. La turbulencia atmosférica apura su desintegración.

Los pilotos deben volar al nivel o por encima de la trayectoria de vuelo de los aviones grandes, alterando el curso según sea necesario para evitar el área detrás y por debajo del avión generador (vea la figura).

4. Los vórtices de aviones grandes cerca de tierra (dentro de unos 200 pies de altura) tienden a desplazarse lateralmente sobre la tierra a una velocidad de unos 5 nudos (vea la figura).

Procedimientos para Evitar el Vórtice. Bajo ciertas condiciones, los controladores de tránsito de los aeródromos aplican procedimientos para separar los aviones livianos de los aviones a reacción grandes. También proporcionarán a los aviones VFR, con quienes están en comunicación, y que a opinión de la torre pueden ser afectados en forma adversa por la turbulencia de estela de aviones grandes; la posición, altitud y dirección de vuelo de ellos, seguido de la frase "PRECAUCION - TURBULENCIA DE ESTELA".

Se recomiendan los siguientes procedimientos para evitar los vórtices en las diversas situaciones:

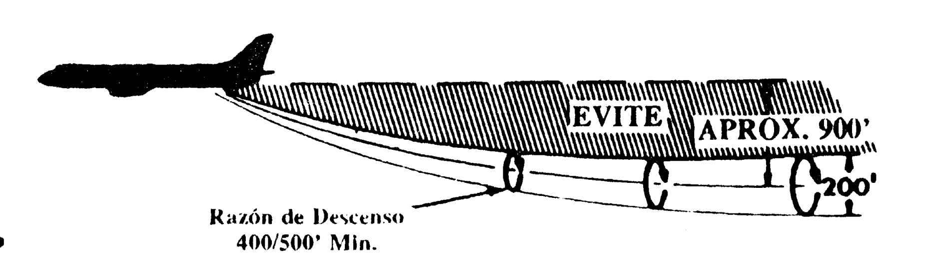
1. Aterrizaje detrás de un avión grande-misma pista: Permanezca en, o por encima de la trayectoria de vuelo de aproximación final del avión grande –observe su punto de aterrizaje– aterrice más adelante de él.



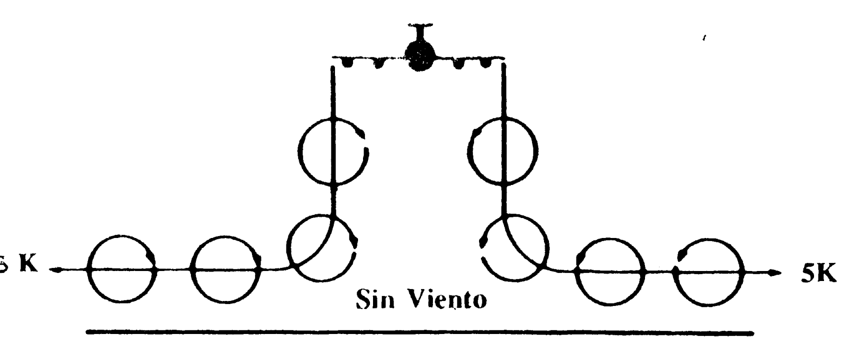
TOMA DE CONTACTO

FIN DE VORTICE

Vórtices



Hundimiento del vórtice.



Vórtice - sin viento.

2. Aterrizaje detrás de un avión grande - pista cruzada: Cruce por encima de la trayectoria de vuelo del avión grande.

3. Aterrizaje detrás de un avión grande que sale - misma pista: Observe el punto de rotación del avión grande –aterrice bastante antes del punto de rotación.

4. Aterrizaje detrás de un avión grande que sale - pista cruzada: Observe el punto de rotación del avión grande –si está pasado la intersección– continúe la aproximación –aterrice antes de la intersección. Si el avión grande rota antes de la intersección, evite volar debajo de la trayectoria de vuelo del avión grande. Rehuse la aproximación a menos que pueda con seguridad aterrizar bastante antes de llegar a la intersección.

5. Salida detrás de un avión grande: Observe el punto de rotación del avión grande –rote antes del punto de rotación del avión grande– continúe el ascenso y permanezca sobre la trayectoria de ascenso del avión grande hasta virar y despejar su estela. Evite rumbos que crucen por debajo y detrás de un avión grande. Este alerta en cuanto a cualquier situación de despegue crítica que pudiera conducir a un encuentro con un vórtice.

6. Salida o aterrizaje posterior a un avión grande que ejecuta una rehusada o un toque y despegue: Debido a que los vórtices se establecen y se desplazan lateralmente cerca de la tierra, el peligro de vórtice puede existir a lo largo de la pista y en su trayectoria de vuelo después que un avión grande haya ejecutado una rehusada a baja altura o un toque y despegue, en particular en condiciones de vientos cruzados suaves. Ud. debe asegurarse que hayan transcurrido por lo menos 2 minutos antes de su despegue o aterrizaje.

7. VFR en ruta. Evite el vuelo por debajo y detrás de la trayectoria de un avión grande. Si se observa un avión grande en el mismo curso (encontrando o sobrepasando) ajuste lateralmente su posición, de preferencia contra el viento.

Helicópteros. Un helicóptero que revolotea genera un lavado hacia abajo desde sus rotores principales, similar a la descarga de la hélice de un avión convencional. Sin embargo, en vuelo hacia adelante, esta energía es transformada en un par de vórtices similares a los vórtices de las puntas de las alas en los aviones de ala fija. Los pilotos de aviones pequeños deben evitar los vórtices como también el lavado hacia abajo que producen un helicóptero en vuelo.

Aspectos Médicos para los Pilotos

Certificación Médica. Todos los pilotos deben someterse a exámenes médicos periódicos para poder ejercer los privilegios de sus certificados de aviadores. Las normas para la certificación médica se encuentran en el DAR-01, licencias al personal aeronáutico.

Enfermedad. Aún una enfermedad menor sufrida en la vida cotidiana puede degradar seriamente el rendimiento de muchas tareas de pilotaje vitales para el vuelo seguro. Una enfermedad puede producir fiebre y síntomas distractores que pueden alterar el juicio, la memoria, la capacidad de mantenerse alerta y la habilidad para efectuar cálculos. Aunque los síntomas de una enfermedad pueden estar bajo control adecuado por medio de medicamentos, el medicamente mismo puede hacer disminuir el rendimiento del piloto. La regla mas segura es de no volar mientras se sufra de cualquier enfermedad. Si se considera que esta regla es demasiado estricta para una enfermedad en particular, el piloto debe consultar con un médico autorizado.

El rendimiento de un piloto puede ser degradado seriamente, tanto por los medicamentos prescritos, como también por las condiciones médicas por las cuales se ingieren. Muchos medicamentos, tales como tranquilizantes, sedantes, analgésicos, y preparados para la tos tienen efectos primarios que pueden perjudicar el juicio, la memoria, la capacidad de mantenerse alerta, la coordinación, la visión y la habilidad de hacer o de efectuar cálculos. Otros, tales como las antihistaminas, drogas para la presión sanguínea, relajantes musculares y agentes para controlar la diarrea y el mareo, tienen efectos secundarios que pueden deteriorar las mismas funciones críticas. Cualquier medicamento que deprime el sistema nervioso, tal como un sedante, tranqui-

lizante o antihistamina, puede hacer que un piloto quede mucho más susceptible a la hipoxia.

Alcohol. Investigaciones acusiosas han demostrado una cantidad de hechos sobre los peligros del consumo de alcohol y el vuelo. Una pequeña cantidad de alcohol, una botella de cerveza o algunos vasos de vino pueden deteriorar la destreza de vuelo. Aún después que el cuerpo haya eliminado una cantidad moderada de alcohol, el piloto todavía puede quedar severamente deteriorado durante muchas horas.

Una estadística de accidentes fatales de aviones consistentemente alto relacionados con el alcohol sirve para enfatizar que el alcohol y el vuelo son una combinación potencialmente letal. Por lo tanto, una regla excelente es permitir el transcurso de por lo menos doce a veinticuatro horas entre la "botella y el acelerador", dependiendo de la cantidad de brevajes alcohólicos consumidos.

Fatiga. La fatiga continúa siendo uno de los peligros más traicioneros para la seguridad de vuelo, ya que ésta puede no ser aparente para un piloto sino hasta haber cometido serios errores. La fatiga se describe mejor como aguda (a corto plazo) o crónica (a largo plazo).

La fatiga aguda es el cansancio que se siente después de largos períodos de esfuerzo físico y mental, incluyendo esfuerzos musculares vigorosos, inmovilidad, carga de trabajo mental pesada, fuerte presión emocional, monotonía y falta de sueño. Es evitada por el descanso y sueño adecuados, como también el ejercicio regular y la nutrición correcta.

La fatiga crónica ocurre cuando no hay suficiente tiempo para una recuperación total entre episodios de fatiga aguda. La recuperación de la fatiga crónica requiere un período de descanso prolongado.

El stress debido a las presiones de la vida cotidiana puede deteriorar el rendimiento de un piloto, a menudo en formas muy sutiles. El stress y la fatiga pueden ser una combinación extremadamente peligrosa. La mayoría de los pilotos no dejan el stress "en tierra". Por lo tanto, cuando se experimente dificultades mayores que las usuales, un piloto debe considerar demorar el vuelo hasta que se resuelvan estas dificultades.

Ciertos eventos que producen trastornos emocionales, incluyendo una discusión seria, la muerte de un miembro de la familia, la separación o el divorcio, la pérdida del trabajo y la catástrofe financiera, pueden hacer que un piloto no pueda volar un avión con seguridad. Las emociones del furor, la depresión y la ansiedad de tales eventos no sólo disminuyen la capacidad de atención, sino que también pueden conducir a tomar riesgos que bordean la autodestrucción. Cualquier piloto que experimente un evento perturbador no debe volar sino hasta que se haya recuperado de él satisfactoriamente.

Lista de Verificación Personal. Las estadísticas de accidentes aéreos indican que los pilotos deberían emplear listas de verificación de prevuelo a sí mismos, como también a sus aviones, puesto que el deterioro del piloto contribuye a muchos más accidentes que las fallas en los sistemas de los aviones. Con facilidad se pueden memorizar una lista de verificación personal que incluye todas las características de deterioro del piloto discutidas en esta sección.

Efectos de la Altitud

Hipoxia. La hipoxia es un estado de deficiencia de oxígeno en el cuerpo, lo suficiente como para deteriorar las funciones del cerebro y de otros órganos. La hipoxia debido a la exposición a la altitud se debe solamente a las menores presiones barométricas que se encuentran en las altitudes, puesto que la concentración de oxígeno en la atmósfera permanece en alrededor del 21%, desde la tierra hasta el espacio. Aunque ocurre un deterioro en la visión nocturna a altitud de presión de cabina tan baja como 5.000 pies, otros efectos significativos de la hipoxia de altitud generalmente no le afectan al piloto normal y saludable por debajo de los 12.000 pies. Desde los 12.000 hasta los 15.000 pies de altitud, se deteriora el juicio, la memoria, la capacidad de mantenerse alerta, la coordinación y la habilidad para hacer cálculos, y ocurren dolores de cabeza, mareos y también un sentido de bienestar (euforia) o beligerancia. Los efectos aparecen después de períodos más y más cortos de exposición a las grandes altitudes. En efecto, el rendimiento de un piloto puede deteriorarse seriamente dentro de 15 minutos a 15.000 pies.

Los efectos de la hipoxia generalmente son bastante difíciles de reconocer, especialmente cuando ocurren gradualmente. Dado que los síntomas de la hipoxia no varían en un individuo, la habilidad para reconocer la hipoxia puede ser mejorada enormemente experimentando y presenciando los efectos de la hipoxia durante un "vuelo" en tierra en la cámara de altitud.

Bloque de Oídos y Senos Nasales. A medida que disminuye la presión de la cabina durante el ascenso, el aire que se expande en el oído medio empuja y abre la trompa de eustaquio y, escapando hacia los pasajes nasales, se iguala en presión con la presión de la cabina. Pero; durante el descenso, el piloto debe abrir periódicamente la trompa de eustaquio para igualar la presión. Esto se puede lograr tragando, bostezando, tensando los músculos de la garganta o, si esto no funciona, mediante la combinación de cerrar la boca,

pretarse la nariz y tratar de soplar a través de las fosas nasales.

Una infección respiratoria superior, tal como un resfriado o un dolor de arganta, o una condición alérgica nasal puede producir suficiente conges ón alrededor de la trompa de eustaquio como para dificultar y hasta impedir a ecualización. Este problema es referido comúnmente como "bloqueo de ídos".

Un bloque de oídos produce un fuerte dolor de oídos y pérdida de la udición que pueden durar desde varias horas hasta varios días. Puede ocu- rir la ruptura de tímpano ya sea en vuelo o después de aterrizar. Se puede cumular fluido en el oído medio que además se puede infectar.

Durante el ascenso y el descenso, la presión del aire en los senos nasales e iguala con la presión de la cabina del avión a través de pequeñas aperturas ue conectan los senos con los pasajes nasales. Una infección respiratoria uperior, tal como un resfrío o sinusitis, o una condición nasal alérgica puede roducir suficiente congestión como para aminorar la ecualización y, a medi- a que aumenta la diferencia de presión entre el seno y la cabina, eventual- nente bloquear las aperturas. Este "bloqueo de los senos nasales" ocurre con nayor frecuencia durante el descenso.

Un bloqueo de senos puede ocurrir en los senos frontales, ubicados enci- na de cada caja, o en los senos maxilares ubicados en cada mejilla superior. Generalmente producirá un dolor agudísimo sobre el área de los senos.

Se evita un bloqueo de los oídos o de los senos nasales al no volar con na infección respiratoria superior o una condición nasal alérgica.

Si un bloque no se despeja poco después del aterrizaje, se debe consultar n médico.

Biblioteca del Piloto

Es muy recomendable que cada piloto forme su propia biblioteca de extos y publicaciones relacionadas con la aviación. Ello le permitirá aumen tar y mejorar sus conocimientos teóricos y además mantenerse actualiz: en relación a la información aeronáutica

La lista consignada a continuación enumera publicaciones y textos bási cos para información y conocimiento de los pilotos. Ella no es excluyente y se invita a aumentarla con otras publicaciones relacionadas

-	Código Aeronáutico	Ley 18.916 del 8 de Febrero de 1990
-	Licencias del Personal Aeronáutico	DAR 01
-	Reglamento del Aire	DAR 02
-	Reglamento de los Servicios de Tránsito Aéreo	DAR-11
-	Publicación de Información Aeronáutica	AIP CHILE y AIP-MAP
	Sanciones por infracciones a las Leyes y Reglamentos	D.S. Nº 349 del 7 de Junio de 1973
-	Operación de aviones de transporte público, aviación general y trabajos aéreos	Resolución Nº 0113 de la DGAC del 3 de Agosto de 1970.
-	Fisiología del Vuelo	Medicina Espacial. Fuerza Aérea de Chile.
-	Aerodinámica para Pilotos	Osvaldo Verdugo C. Servicio Ae rofotogramétrico FACH.
-	Meteorología para Pilotos	Escuela Técnica Aeronáutica DGAC.

La casi totalidad de estas publicaciones pueden ser adquiridas en las ofi- cinas de la Dirección General de Aeronáutica Civil ubicadas en Santiago, calle Miguel Claro 1314.